

ALMA MATER STUDIORUM – UNIVERSITA' DI BOLOGNA

II FACOLTA' DI INGEGNERIA

Dipartimento di Ingegneria delle Costruzioni Meccaniche,
Nucleari, Aeronautiche e di Metallurgia.

DOTTORATO DI RICERCA IN
DISEGNO E METODI DELL'INGEGNERIA INDUSTRIALE

CICLO XIX

**ANALISI, SVILUPPO E TEST DI SISTEMI DI
MICROPROPULSIONE A GAS PER PIATTAFORME
MICROSATELLITARI**

S.S.D. ING-IND/05 IMPIANTI E SISTEMI AEROSPAZIALI

Coordinatore: Prof. Franco Persiani

Tutor: Prof. Paolo Tortora

Dottorando: Ing. Roberto Cocomazzi

*Anni Accademici
2004/2005/2006*

Questa tesi di dottorato è dedicata a tutti coloro che credono nella ricerca per la bellezza che rappresenta: sai sempre da dove partire ma non sai mai dove e quando fermarti. Ogni volta vorresti sempre quel qualcosa in più che non sai trovare nelle realtà che vedi proprio perché ancora non le conosci. Giorno dopo giorno ci si scontra con dubbi e paure: sarà la strada giusta oppure dovrei fare in un altro modo? Credo che nell'ambito della ricerca ci sia sempre qualcosa in più che si possa dire o fare per migliorare il tutto e spero quindi di poter continuare in questa splendida avventura.

Mi auguro che le critiche, più che gli eventuali elogi, sollevate da coloro che la leggeranno possano servire al sottoscritto, ma non solo, per migliorare quanto fatto in questi tre anni di lavoro.

Desidero inoltre ringraziare le persone che, oltre ad aver contribuito alla realizzazione del presente lavoro, mi hanno accompagnato in questi tre anni. Innanzitutto un doveroso ma sincero grazie di tutto cuore a Paolo per avermi concesso sempre e comunque tutto il tempo di cui avevo bisogno per compiere al meglio il mio lavoro e per avermi fatto agire sempre in piena autonomia. Grazie per tutto questo ma anche per quello che mi hai insegnato: credo proprio che persona migliore non potessi trovare sotto questo punto di vista.

Un affettuoso saluto ad Alessio ed Annalisa non solo per avermi aiutato nel momento di maggior bisogno, contribuendo in maniera determinante alla realizzazione dei tanto attesi thruster (finalmente), e senza i quali non credo sarebbe stato possibile ottenere tutto quanto esposto nel presente lavoro, ma anche per i bei momenti trascorsi al CNR. Se potessi scegliermi due preziosi collaboratori, beh...

Un grazie anche ad Aldo e Cristina per l'impegno, il contributo e il sostegno fornitomi nella realizzazione delle prove sperimentali, a Fabio per la sua disponibilità ogni qualvolta ne avessi bisogno, a Dario per il prezioso contributo sulle simulazioni effettuate per gli esperimenti in orbita ed Alessandro per aver sviluppato l'elettronica utile ai test della microvalvola.

Infine ringrazio Mariella per essermi stata vicina in un momento molto particolare della mia vita. Se oggi ho scritto questa tesi gran parte del merito è tuo.

Per tutto questo, spero e credo ne sia valsa la pena.

Indice

Indice

Lista delle figure	v
Lista delle tabelle	xii
Lista dei simboli e acronimi utilizzati	xiv
 Introduzione	 1
 Capitolo 1 Micropropulsione per microsatelliti	 5
1.1 Introduzione	6
1.2 La micropropulsione	7
1.3 Effetti di riduzione di scala	14
1.4 Conclusioni	22
 Capitolo 2 Problematiche relative a flussi rarefatti e viscosi	 25
2.1 Metodologie di approccio al problema	26
2.2 Numero di Knudsen	27
2.3 Numero di Reynolds	32
2.4 Velocità di scorrimento a parete (<i>Wall Slip Velocity</i>)	34
2.5 Effetto del basso numero di Reynolds e del numero di Knudsen su flussi completamente sviluppati	35
2.6 Lunghezza di sviluppo idrodinamico	46
2.7 Conclusioni	50
 Capitolo 3 Modellazione e analisi numerica dei microthruster	 53
3.1 Definizione dei parametri propulsivi	54
3.2 Importanza degli effetti viscosi sui microthruster	59
3.3 Ipotesi, definizioni e modello numerico utilizzati per l'ottimizzazione dei microthruster	62
3.4 Calcolo degli sforzi a parete	71
3.5 Programma per il dimensionamento dei microthruster	74
3.6 Esempio di ottimizzazione geometrica del thruster mediante codice sviluppato in ambiente Matlab	77
3.7 Confronto dei risultati mediante utilizzo del codice Fluent	85
3.8 Analisi dei microthruster a diversi Reynolds	94

3.9	Conclusioni	102
Capitolo 4	Sistema di micropropulsione a gas freddo per il microsatellite ALMASat-1	105
4.1	Il microsatellite ALMASat-1	106
4.2	Specifiche del sistema di micropropulsione	109
4.3	Layout - Architettura del sistema di micropropulsione	116
4.4	Test sulle perdite della microvalvola	118
4.5	Elettronica di controllo del sistema di micropropulsione	123
4.6	Dimensionamento microthruster	125
4.7	Realizzazione dei microthruster	130
4.8	Supporto microthruster e microvalvole	133
4.9	Esperimenti in orbita ed obiettivi primari del sistema di micropropulsione	137
4.10	Conclusioni	145
Capitolo 5	Sistema di misura della spinta e prove sperimentali sui microthruster	147
5.1	Specifiche del sistema di misura	148
5.2	Scelta della configurazione opportuna	148
5.3	Principio di funzionamento della bilancia	152
5.4	Il pendolo	157
5.5	Caratteristiche della bilancia di spinta	159
5.6	Il sistema di calibrazione	162
5.7	Prove sperimentali e analisi dei risultati	165
5.8	Conclusioni	187
Capitolo 6	Sistemi di micropropulsione a perossido d'idrogeno	189
6.1	Vantaggi dei propellenti liquidi	190
6.2	Perossido di idrogeno	191
6.3	Realizzazione del propellente	194
6.4	Misura delle concentrazioni di propellente	197
6.5	Velocità di reazione e catalizzatori	201

Indice

6.6	Preparazione ed analisi del catalizzatore	203
6.7	Configurazione della camera di combustione e deposizione del catalizzatore al proprio interno	208
6.8	Dimensionamento dei thruster e della camera di combustione	211
6.9	Conclusioni	221
Bibliografia		223

Lista delle figure

Capitolo 1

Figura 1.1	Δv di missione ottenibile in funzione dell'impulso specifico.	10
Figura 1.2	Dominio di applicabilità delle diverse architetture dei sistemi di propulsione.	11
Figura 1.3	Distribuzione di temperatura a parete del dispositivo nel tempo (riscaldamento).	20
Figura 1.4	Distribuzione di temperatura a parete del dispositivo nel tempo (raffreddamento).	20
Figura 1.5	Distribuzione di temperatura a parete del dispositivo nel tempo (raffreddamento).	21

Capitolo 2

Figura 2.1	Diametro di collisione molecolare	28
Figura 2.2	Regimi di studio del flusso in funzione del numero di Knudsen.	28
Figura 2.3	Andamento del numero di Knudsen per fluidi con diverso diametro di collisione molecolare nel range di pressioni 0.1-1 bar a $T=300$ K (sinistra) e $T=1000$ K (destra).	30
Figura 2.4	Andamento del numero di Knudsen per fluidi con diverso diametro di collisione molecolare nel range di pressioni 1-10 bar a $T=300$ K (sinistra) e $T=1000$ K (destra).	31
Figura 2.5	Profilo di velocità al variare del numero di Knudsen ($0 \leq Kn \leq 0.001$), $\sigma_v = 1$.	40
Figura 2.6	Profilo di velocità al variare del numero di Knudsen ($0 \leq Kn \leq 0.001$), $\sigma_v = 0.2$.	41
Figura 2.7	Profilo di velocità al variare del numero di Knudsen ($0 \leq Kn \leq 0.1$), $\sigma_v = 1$.	42
Figura 2.8	Profilo di velocità al variare del numero di Knudsen ($0 \leq Kn \leq 0.1$), $\sigma_v = 0.6$.	42

Indice

Figura 2.9	Portata volumetrica in funzione del Knudsen per diverse rifiniture superficiali.	43
Figura 2.10	Velocità massima in funzione del Knudsen per diverse rifiniture superficiali.	44
Figura 2.11	<i>Slip Velocity</i> a parete in funzione del Knudsen per diverse rifiniture superficiali.	44
Figura 2.12	Sforzi a parete in funzione del Knudsen per diversi Reynolds e $\sigma_v = 1$.	45
Figura 2.13	Sforzi a parete in funzione del Knudsen per diversi Reynolds e $\sigma_v = 0.4$.	46
Figura 2.14	Lunghezza di sviluppo idrodinamica adimensionalizzata rispetto al diametro (caso condotto sezione circolare).	47
Figura 2.15	Lunghezza di sviluppo idrodinamica adimensionalizzata rispetto al diametro (caso piastre).	48
Figura 2.16	Lunghezza di sviluppo idrodinamica adimensionalizzata rispetto al diametro al variare del numero di Knudsen.	49
Capitolo 3		
Figura 3.1	Volume di controllo per lo studio di un flusso quasi-monodimensionale.	64
Figura 3.2	Schema a blocchi del programma per il calcolo della spinta ottima.	76
Figura 3.3	Geometria del thruster (prima iterazione).	78
Figura 3.4	Andamento del numero di Reynolds (prima iterazione).	79
Figura 3.5	Andamento dello spessore di spostamento e dello spessore di quantità di moto (prima iterazione).	79
Figura 3.6	Andamento del numero di Mach (prima iterazione).	80
Figura 3.7	Andamento della spinta (prima iterazione).	80
Figura 3.8	Andamento dell'impulso specifico (prima iterazione).	81
Figura 3.9	Andamento della spinta (quarta iterazione).	83
Figura 3.10	Andamento dell'impulso specifico (quarta iterazione).	83
Figura 3.11	Andamento del numero di Knudsen (quarta iterazione).	84
Figura 3.12	Andamento del numero di Mach (Fluent 6).	86

Figura 3.13	Andamento della temperatura statica (Fluent 6).	87
Figura 3.14	Andamento della pressione statica (Fluent 6).	88
Figura 3.15	Velocità, confronto tra simulazioni Matlab e Fluent.	89
Figura 3.16	Numero di Mach, confronto tra simulazioni Matlab e Fluent.	90
Figura 3.17	Densità, confronto tra simulazioni Matlab e Fluent.	90
Figura 3.18	Portata in massa, confronto tra simulazioni Matlab e Fluent.	91
Figura 3.19	Pressione statica, confronto tra simulazioni Matlab e Fluent.	91
Figura 3.20	Pressione totale, confronto tra simulazioni Matlab e Fluent	92
Figura 3.21	Temperatura statica, confronto tra simulazioni Matlab e Fluent.	92
Figura 3.22a	Spessore di Spostamento in funzione della distanza dalla sezione di gola, adimensionalizzati rispetto alla gola.	94
Figura 3.22b	Spessore di Spostamento in funzione della distanza dalla sezione di gola, adimensionalizzati rispetto alla gola.	95
Figura 3.23a	Variazione di AR effettiva rispetto ad AR geometrica (caso 2D).	96
Figura 3.23b	Variazione di AR effettiva rispetto ad AR geometrica (caso 2D).	97
Figura 3.24	Definizione di area effettiva a partire dallo spessore di spostamento.	98
Figura 3.25a	Variazione di AR effettiva rispetto ad AR geometrica (caso 3D).	99
Figura 3.25b	Variazione di AR effettiva rispetto ad AR geometrica (caso 3D).	100
Figura 3.26	Portata in massa ed efficienza in funzione del numero di Reynolds.	101
Figura 3.27	Spinta ed efficienza in funzione del numero di Reynolds.	101
Figura 3.28	Impulso specifico ed efficienza in funzione del numero di Reynolds.	102
 Capitolo 4		
Figura 4.1	Mock-up e disegno al CAD del Satellite ALMASat-1.	106
Figura 4.2	Cassetto d'alluminio (300 x 300 x 50 mm) disponibile per la micropropulsione.	107
Figura 4.3	Schematizzazione di coppie e momenti generabili con la micropropulsione.	108
Figura 4.4	Layout – Architettura del sistema di micropropulsione.	116
Figura 4.5	Regolatore di pressione – MINI-300-06-SS-06-K-F.	117
Figura 4.6	Microvalvola – Lee Valve INKX051490OA.	118

Figura 4.7	Circuito di prova per la misura delle perdite della microvalvola.	119
Figura 4.8	Andamento della pressione nel circuito di prova durante i test sulla microvalvola.	121
Figura 4.9	Architettura della scheda di controllo per sistema di micropropulsione.	124
Figura 4.10	Prototipo scheda di controllo per effettuare i test sulle microvalvole.	125
Figura 4.11	Geometria ottima del thruster da montare a bordo di ALMASat-1.	127
Figura 4.12	Andamento del numero di Mach all'interno del divergente.	127
Figura 4.13	Andamento della spinta del thruster.	128
Figura 4.14	Andamento dell'impulso specifico.	128
Figura 4.15	Andamento del numero di Knudsen.	129
Figura 4.16	Processo fotolitografico.	131
Figura 4.17	Processo di <i>fusion bonding</i> per l'incollaggio delle due semimetà di silicio.	132
Figura 4.18	Singolo microthruster ottenuto dopo scavo DRIE, bonding e successivo taglio.	133
Figura 4.19	Alloggiamento microthruster (sinistra) e condotti di alimentazione (destra).	134
Figura 4.20	Posizionamento dei microthruster in direzione ortogonale.	135
Figura 4.21	Posizionamento delle microvalvole per l'alimentazione dei thruster.	135
Figura 4.22	Esploso del gruppo thruster prima della fase di assemblaggio.	136
Figura 4.23	Montaggio del gruppo thruster su uno dei vertici del cassetto.	137
Figura 4.24	Montaggio dei gruppi thruster sul cassetto e direzioni delle spinte.	137
Figura 4.25	Definizione della terna assi – corpo e delle velocità di rotazione.	140
Figura 4.26	Simulazioni effettuate per l'esperimento di stabilizzazione a tre assi e mantenimento nominale dell'assetto mediante micropropulsione.	141
Figura 4.27	Simulazioni effettuate per l'esperimento di desaturazione della ruota di momento mediante micropropulsione.	143
Figura 4.28	Simulazioni effettuate per l'esperimento di cambiamento del semi-asse maggiore dell'orbita mediante micropropulsione.	144

Capitolo 5

Figura 5.1	Il sistema di misura a triangolazione ottica.	149
Figura 5.2	Il trasduttore di posizione basato sul principio di triangolazione laser.	151
Figura 5.3	Principio di misura.	152
Figura 5.4	Caratteristica adimensionale spostamento - spinta.	155
Figura 5.5	Caratteristica adimensionale della risoluzione.	157
Figura 5.6	Disegno del pendolo al CAD (sinistra) e immagine dello stesso montato in camera termovuoto (destra).	158
Figura 5.7	Particolare dell'alloggiamento thruster realizzato al CAD (sinistra) e immagine dello stesso (destra).	159
Figura 5.8	Caratteristica teorica spostamento – spinta: 0-7 mN (in alto), 0-60 mN (in basso).	160
Figura 5.9	Caratteristica della risoluzione.	161
Figura 5.10	Schema del sistema di calibrazione.	162
Figura 5.11	Sistema di calibrazione.	163
Figura 5.12	Confronto tra caratteristica reale e teorica.	164
Figura 5.13	Errore percentuale tra caratteristica teorica e reale.	164
Figura 5.14	La bilancia di spinta all'interno della camera a vuoto.	166
Figura 5.15	Collegamento flangiato per adduzione gas (sinistra) e collegamento della scatola pressurizzata con l'esterno.	167
Figura 5.16	Disegno CAD del microthruster.	168
Figura 5.17	Wafer di silicio contenente i microdispositivi.	169
Figura 5.18	Misure di profondità effettuate con profilometro.	169
Figura 5.19	Misure di profondità effettuate con profilometro sul thruster I-8.	170
Figura 5.20	Misurazione della sezione di gola effettuate mediante SEM.	171
Figura 5.21	Circuito di prova utilizzato per i test di spinta.	172
Figura 5.22	Misura di spinta a $\Delta P = 1$ bar.	173
Figura 5.23	Misura di spinta a $\Delta P = 2$ bar.	174
Figura 5.24	Misura di spinta a $\Delta P = 3$ bar.	175
Figura 5.25	Misura di spinta a $\Delta P = 4$ bar.	176

Indice

Figura 5.26	Misura di spinta a $\Delta P = 5$ bar e a $\Delta P = 6$ bar.	177
Figura 5.27	Spinta ed efficienza in funzione della pressione.	181
Figura 5.28	Spinta ed efficienza in funzione del numero di Reynolds.	182
Figura 5.29	Efficienza di impulso specifico in funzione della pressione e del numero di Reynolds	183
Figura 5.30	Efficienza di portata in massa in funzione della pressione e del numero di Reynolds.	184
Figura 5.31	Confronto dei risultati delle simulazioni dell'efficienza di impulso specifico.	185
Figura 5.32	Confronto dei risultati delle simulazioni dell'efficienza di portata in massa.	186
Figura 5.33	Confronto dei risultati delle simulazioni dell'efficienza di spinta.	187
 Capitolo 6		
Figura 6.1	Schema dell'impianto per la distillazione del perossido di idrogeno.	195
Figura 6.2	Foto dell'impianto per la distillazione del perossido di idrogeno.	196
Figura 6.3	Foto dell'impianto per la misura della concentrazione del propellente.	197
Figura 6.4	Apparato di misura della concentrazione di perossido ottenuta.	198
Figura 6.5	Concentrazione di perossido in funzione dei volumi di ossigeno sviluppati.	199
Figura 6.6	Concentrazioni di perossido in funzione del tempo a diverse temperature.	200
Figura 6.7	Velocità di reazione ed energia di attivazione.	201
Figura 6.8	Pastiglie di catalizzatore utilizzate.	203
Figura 6.9	Misure di cinetica della lega 80%Cu – 20%Ag a temperatura ambiente.	204
Figura 6.10	Misure di cinetica della lega 72.6%Cu – 26.8%Ag – 0.6%Au.	205
Figura 6.11	Misure di cinetica della lega 72.6%Cu – 26.8%Ag – 0.6%Pt.	206
Figura 6.12	Confronto tra le misure di cinetica delle leghe utilizzate a diverse temperature.	207
Figura 6.13	Geometria della camera di combustione per thruster alimentato ad	209

HTP.

Figura 6.14	Tecnica dello <i>sputtering</i> per la deposizione del catalizzatore.	210
Figura 6.15	Frammenti di catalizzatore che diffondono nel substrato di silicio.	210
Figura 6.16	Foto effettuata al SEM della camera realizzata mediante DRIE e trapano ultrasuoni, con deposizione di catalizzatore tramite <i>sputtering</i> .	210
Figura 6.17	Geometria del thruster (3 mN).	212
Figura 6.18	Andamento del numero di Mach (3 mN).	212
Figura 6.19	Andamento della spinta (3 mN).	213
Figura 6.20	Andamento dell'impulso specifico (3 mN).	213
Figura 6.21	Andamento del numero di Mach (30 mN).	218
Figura 6.22	Andamento della spinta (30 mN).	218
Figura 6.23	Andamento dell'impulso specifico (30 mN).	219
Figura 6.24	Possibile architettura di un sistema di propulsione a perossido idrogeno.	221

Lista delle Tabelle

Capitolo 1

Tabella 1.1	Classificazione dei piccoli satelliti.	6
Tabella 1.2	Confronto tra alcuni sistemi di propulsione.	12
Tabella 1.3	Confronto tra propulsione elettrica e a gas in termini di potenza necessaria e massa del sistema.	13
Tabella 1.4	Impatto sul numero di Reynolds della riduzione del livello di spinta.	17

Capitolo 2

Tabella 2.1	Diametro di collisione molecolare di alcuni gas.	31
Tabella 2.2	Lunghezza di sviluppo idrodinamica adimensionalizzata rispetto al diametro in funzione del numero di Reynolds, al variare del numero di Knudsen.	50

Capitolo 3

Tabella 3.1	Impulsi specifici per alcuni tipi di propellente.	55
Tabella 3.2	Coefficienti della soluzione generale per flussi quasi-monodimensionali.	69
Tabella 3.3	Grado di accuratezza dei modelli per $Kn=0.03$ e $Re=1578$.	70
Tabella 3.4	Specifiche di progetto per dimensionamento microthruster.	77
Tabella 3.5	Parametri ricavati dalla prima e ultima iterazione.	82
Tabella 3.6	Efficienze propulsive nei diversi casi.	82
Tabella 3.7	Parametri ricavati dalla prima e ultima iterazione.	93

Capitolo 4

Tabella 4.1	Errore di puntamento e tempo di acquisizione manovra in funzione del range di spinta e della massa del satellite.	110
Tabella 4.2	Requisiti di controllo d'assetto per piattaforme microsattellitari.	114
Tabella 4.3	Specifiche del sistema di micropropulsione.	115

Tabella 4.4	Risultati della simulazioni effettuate per dimensionamento thruster.	129
Tabella 4.5	Stima delle massime coppie di disturbo per il satellite ALMASat-1	139

Capitolo 5

Tabella 5.1	Confronto fra i principi di misura.	150
Tabella 5.2	Confronto tra risultati sperimentali e simulazioni nel range 52 – 125 kPa.	179
Tabella 5.3	Confronto tra risultati sperimentali e simulazioni nel range 150 – 300 kPa.	180

Capitolo 6

Tabella 6.1	Proprietà del perossido di idrogeno in funzione della concentrazione.	192
Tabella 6.2	Concentrazioni di perossido a diverse temperature e $P = 0.2$ bar.	199
Tabella 6.3	Densità del perossido di idrogeno in funzione della concentrazione.	200
Tabella 6.4	Specifiche thruster a perossido d'idrogeno.	211
Tabella 6.5	Parametri ricavati dalle simulazioni (3 mN).	214
Tabella 6.6	Parametri ricavati dalle simulazioni (30 mN).	219

Lista dei simboli e acronimi utilizzati:

a	Velocità del suono [m/s];
A	Area [m ²];
ADC	Analogic to Digital Converter;
ADCS	Attitude Determination and Control System;
AR	Area Ratio
c^*	Velocità caratteristica [m/s];
C	Capacità termica [J/(kg·K)];
C_F	Coefficiente di spinta;
C_p	Calore specifico a pressione costante [J/(kg·K)];
C_v	Calore specifico a volume costante [J/(kg·K)];
CAN	Controller Area Network;
D, d	Diametro [m];
D_e	Diametro equivalente o idraulico [m];
DRIE	Deep Reactive Ion Etching;
e	Pedice che indica sezione d'uscita;
e_0	Energia totale [J];
g	Pedice che indica sezione di gola;
g_0	Accelerazione di gravità terrestre [9.81 m/s ²];
F	Spinta [N];
FEED	Field Emission Electric Propulsion;
h	Coefficiente di scambio termico per convezione [W/(m ² ·K)];
h	Quota orbitale [m];
h_0	Entalpia totale [J];
H	Spessore del microthruster [m];
HTP	High Test Peroxide;
K	Costante di Boltzmann ($1.38 \cdot 10^{-23} \text{ J / K}$);
Kn	Numero di Knudsen;
I	Momento di inerzia [kg· m ²];
I_{bit}	Impulse Bit [N·s];

I_{sp}	Impulso specifico [s];
I_{sp}^{vol}	Impulso specifico volumetrico [kNs/m ³];
I_{tot}	Impulso totale [N·s];
ℓ	Libero cammino medio [m];
L	Dimensione caratteristica [m];
L_d	Lunghezza divergente [m];
L^*	Lunghezza caratteristica della camera [m];
LEO	Low Earth Orbit;
M	Massa [kg];
M	Numero di Mach;
\dot{m}	Portata in massa [kg/s];
$M_{fin,sat}$	Massa finale del satellite [kg];
$M_{iniz,sat}$	Massa iniziale del satellite [kg];
$M_{prop,sat}$	Massa di propellente stivata a bordo del satellite [kg];
MEMS	Micro Electro Mechanical System;
MM	Massa molare [g/mol];
MR	Mass Ratio;
P	Potenza elettrica [W];
p	Pressione [Pa];
p_a	Pressione ambiente [Pa];
P_0	Flusso termico solare [W/ m ²];
p_0	Pressione totale [Pa];
PCB	Printed Circuit Board;
Per	Perimetro [m];
PISO	Parallel In Serial Out;
PPT	Pulsed Plasma Thruster;
PPU	Power Processing Unit;
Q	Portata volumetrica [m ³ /s];
Q_{disp}	Energia termica necessaria a scaldare il condotto [J];

Indice

Q_{fluido}	Energia termica necessaria a scaldare il fluido [J];
Q_s	Potenza termica scambiata [W];
r_{terra}	Raggio medio della terra [6372,8 km];
R	Costante universale dei gas [8314 J/ (K·kmol)];
R_g	Costante del gas considerato [J/(K·kg)];
Re	Numero di Reynolds;
SEM	Scanning Electron Microscope;
SIPO	Serial In Parallel Out;
t	Tempo [s];
t	Spessore [m];
T	Temperatura [K];
\bar{T}	Temperatura media del fluido [K];
T_0	Temperatura totale [K];
T_p	Temperatura di parete [K];
TMAC	Tangential Momentum Accomodation Coefficient;
u	Velocità [m/s];
u_{slip}	Velocità di scorrimento a parete [m/s];
u_{wall}	Velocità parete [m/s];
α_d	Angolo del divergente [°];
γ	Rapporto tra i calori specifici;
Δa	Variazione del semi asse dell'orbita [m];
ΔT	Variazione di temperatura [K];
Δv	Variazione di velocità [m/s];
δ^*	Spessore di spostamento [m];
δ_{ik}	Delta di Kronecker;
ε_F	Efficienza di spinta;
ε_{Isp}	Efficienza di impulso specifico;
ε_m	Efficienza di portata in massa (coefficient of discharge);
η	Rendimento dei pannelli solari;

ϑ	Spessore di quantità di moto [m];
ϑ	Flusso di momento tangenziale;
$\vartheta_{\text{incidente}}$	Flusso di momento tangenziale incidente;
$\vartheta_{\text{riflesso}}$	Flusso di momento tangenziale riflesso;
$\vartheta_{\text{parete}}$	Flusso di momento tangenziale a parete;
λ	Parametro di Pohlhausen;
μ	Viscosità dinamica [Pa·s];
μ_{terra}	Costante gravitazionale planetaria [398600 km ³ /s ²];
ρ	Densità [kg/ m ³];
σ	Diametro di collisione delle molecole [m];
σ_s	Carico di snervamento [Pa];
σ_v	TMAC;
τ	Sforzi a parete [Pa];
τ_{ik}	Tensore degli sforzi viscosi;
∇	Divergenza;
$\partial u / \partial y _{\text{wall}}$	Variazione di velocità a parete [1/s];

INTRODUZIONE

La tendenza attuale nel settore aerospaziale denota un notevole interesse verso la miniaturizzazione degli *spacecraft* e dei loro componenti. Un simile approccio permette di ottenere il beneficio delle economie di scala e la riduzione del peso complessivo da lanciare, realizzando quindi drastiche riduzioni dei costi di missione, aspetto fondamentale per lo sviluppo di buona parte delle future missioni spaziali.

In tale ottica, le moderne tecnologie di microfabbricazione su silicio consentono la realizzazione di un sistema di controllo d'assetto completamente integrato: approccio denominato “*microthruster on a chip*”. Tale criterio prevede l'utilizzo, anche per la compenentistica meccanica di attuazione, delle medesime tecnologie utilizzate per la realizzazione dell'elettronica e della sensoristica, consentendo di ottenere dispositivi aventi dimensioni caratteristiche micrometriche.

In alcune missioni le esigenze dovute alle specifiche di missione, quali puntamento del *payload* oppure della compensazione di coppie di disturbo aerodinamico o lo *stationkeeping* di satelliti in *formation flying*, richiedono un controllo d'assetto del satellite stabilizzato a tre assi molto fine che, nell'ottica delle masse ridotte, può essere realizzato solo con sistemi di micropropulsione. La ridotta dimensione del satellite e la precisione di puntamento, comporta livelli di spinte di controllo estremamente basse, dell'ordine dei 10 μN fino a 1 mN applicate per frazioni di secondi, fornendo valori minimi di impulse bit dell'ordine di 100 $\mu\text{N}\cdot\text{s}$, ottenute mediante ugelli convergenti – divergenti.

La drastica riduzione delle dimensioni caratteristiche interessa sia i meccanismi del moto del fluido sia la forma geometrica dei dispositivi. Un tipico flusso in un sistema di micropropulsione a gas freddo presenta generalmente numeri di Reynolds inferiori a 2000, e di conseguenza gli effetti viscosi saranno molto più significativi rispetto ai nozzle convenzionali (aventi Reynolds dell'ordine di $10^5 - 10^6$), come effetto dell'elevato rapporto superficie – volume. Un'altra conseguenza della riduzione delle dimensioni all'interno di dispositivi supersonici è la rarefazione del gas al suo interno, la quale potrebbe comportare velocità di scorrimento a parete non nulle. La forma geometrica dei microugelli, per effetto

dei materiali e dei processi tecnologici utilizzati per la loro fabbricazione, è differente dai nozzle convenzionali, i quali sono spesso di forma assialsimmetrica e contornati per massimizzare la velocità dei gas di uscita. Per la microfabbricazione dei nozzle la tecnica utilizzata invece è quella di uno scavo perpendicolare alla superficie del wafer di silicio, consentendo una espansione supersonica bidimensionale penalizzante dal punto di vista delle efficienze propulsive. L'efficienza di conversione dell'energia è caratterizzata dalla quantità di energia cinetica espulsa dal nozzle, dipendente dalla velocità di uscita. A causa dell'aumento del numero di Knudsen e della riduzione del numero di Reynolds, e del relativo aumento delle perdite viscosive, elevati numeri di Mach all'interno del condotto non possono essere ottenuti in tali microdispositivi, con significative ripercussioni sull'efficienza stessa.

L'importanza di stimare tali effetti, e il loro impatto sul dimensionamento del microugello, attraverso un modello sviluppato ad hoc, consente di ottenere una caratterizzazione in termini di spinta ottima ed impulso specifico indispensabili sia per il corretto dimensionamento dell'intero sistema di micropropulsione, sia per la caratterizzazione sperimentale mediante bilancia di spinta.

Nell'ambito del progetto del microsatellite ALMASat-1, della II Facoltà di Ingegneria dell'Università di Bologna, un sistema di micropropulsione a gas freddo verrà imbarcato a bordo al fine di effettuare test per il controllo e mantenimento d'assetto, desaturazione della ruota di momento e piccole manovre orbitali. L'utilizzo di microthruster alimentati a propellente liquido consentirebbe l'aumento dell'impulso specifico e del Δv di missione disponibile, rispetto ai tradizionali sistemi a gas freddo. Tuttavia le problematiche di realizzazione non consentono ad oggi lo sviluppo di un prototipo di volo da testare nello spazio a bordo di microsatelliti come invece è possibile nel caso dei sistemi a gas freddo.

Nel capitolo 1, dopo aver fornito una breve descrizione sulla classificazione dei piccoli satelliti in base a parametri quantitativi quali masse, dimensioni e potenze, verranno confrontati diversi tipi di sistemi di micropropulsione al fine di sceglierne l'impiego a seconda della missione da compiere. Inoltre verrà effettuata un'analisi degli effetti di riduzione di scala per meglio comprendere i fenomeni di natura fisica che dominano nel settore delle dimensioni caratteristiche micrometriche.

Nel capitolo 2 verranno introdotti e analizzati il numero di Reynolds e il numero di Knudsen, parametri che rivestono un ruolo fondamentale nello studio del flusso all'interno di microcondotti, attraverso la cui conoscenza si determinano il tipo di flusso e le metodologie migliori di analisi.

Nel capitolo 3 viene proposto un modello semplificato, quasi – monodimensionale, per lo studio, caratterizzazione e ottimizzazione del flusso all'interno di condotti convergenti – divergenti in termini di spinta ed impulso specifico. Lo scopo di tale modello, sviluppato in ambiente Matlab, vuole essere quello di fornire indicazioni sul corretto dimensionamento dei microugelli in tempi rapidi ma al tempo stesso affidabili. A tal proposito i risultati ottenuti verranno comparati con il software commerciale Fluent 6, al fine di mostrarne l'accuratezza.

Nel capitolo 4 viene descritto il sistema di micropropulsione a gas freddo che verrà imbarcato a bordo del microsatellite ALMASat-1, il cui compito principale è quello di effettuare dei test in orbita relativi al controllo d'assetto, desaturazione della ruota di momento e ad una piccola manovra orbitale.

Nel capitolo 5, dopo aver ampiamente descritto il principio di funzionamento e le peculiarità di una bilancia di spinta realizzata nell'ambito delle attività di dottorato, verranno mostrati i risultati sperimentali effettuati in camera a termovuoto in termini di spinta misurata dei microthruster a diverse pressioni di alimentazione. Tali risultati verranno confrontati sia con il modello proposto nel capitolo 4, sia con i dati presenti in letteratura.

Nel capitolo 6, infine, viene mostrato lo stato dell'arte di un sistema di micropropulsione monopropellente a perossido d'idrogeno, sviluppato dal candidato nell'ambito delle attività di dottorato ed in collaborazione con la Carlo Gavazzi Space s.p.a e l'IMM (Istituto per la Microelettronica e Microsistemi) del CNR di Bologna.

1

Micropropulsione per Microsatelliti

1.1 INTRODUZIONE

Il grande interesse da parte di agenzie spaziali governative o private alla riduzione delle dimensioni dei satelliti è evidenziato dal recente incremento nel numero di programmi per la messa in orbita di satelliti di piccole dimensioni. Tra i diversi vantaggi per motivare tali scelte ci sono sia benefici legati ai costi di sviluppo e messa in orbita drasticamente ridotti rispetto ai satelliti di grosse dimensioni, sia benefici derivanti dal fatto di poter cooperare con università ed istituti di ricerca ad un costo decisamente inferiore offrendo la possibilità a studenti o neolaureati di formarsi sul campo, ma anche alle istituzioni pubbliche di prender parte a programmi di sviluppo e ricerca con organizzazioni private o governative. Di questo aspetto sono testimonianza i continui e sempre più crescenti programmi di realizzazione di piccoli satelliti di tipo universitario. Recenti studi hanno dimostrato come la partizione di un singolo satellite di grosse dimensioni in un certo numero di piccoli satelliti che orbitano in prossimità tra loro e cooperano (*formation flying*), in costante comunicazione, sia estremamente benefico, comportando una sostanziale riduzione dei tempi di sviluppo, delle masse e costi con risvolti positivi per l'intera missione. Una suddivisione dei piccoli satelliti può essere stilata in base alle specifiche di tabella 1.1, in cui parametri tipo massa del satellite, potenza disponibile e dimensioni ne definiscono e classificano la tipologia di satellite [1,2].

Definizione	Massa (kg)	Potenza (W)	Dimensioni (m)
“Microsatellite” (AF/European Definition)	10-100	10-100	0.3-1
“Microsatellite Classe I” (<10 kg:Nanosat)	5-20	5-20	0.2-0.4
“Microsatellite di Classe II” Nanosat	1-5	1-5	0.1-0.2
“Microsatellite di Classe III” (Picosat)	<1	<1	<0.1

Tabella 1.1: Classificazione dei piccoli satelliti.

Va precisato comunque che a tutt'oggi la peculiarità di satelliti così definiti vede nelle missioni di tipo LEO (*Low Earth Orbit*) il suo campo di applicazione, non consentendo per motivi che a breve verranno esposti, missioni di tipo pionieristico.

Tuttavia non sono da sottovalutare le potenzialità in termini commerciali di questa famiglia di satelliti poiché nella maggior parte dei casi si necessita di tecnologia non convenzionale con conseguente forte impatto nel campo della ricerca sia di base che applicata con ovvi risvolti nell'industria di tutti i giorni. La necessità di dover ridurre gli ingombri e le masse dei dispositivi a bordo dei microsatelliti, oltre che le potenze disponibili, ha spalancato le porte ad un mondo fino ad un paio di decenni fa sconosciuto, quello dei microsistemi e delle microtecnologie. L'avvento di tecnologie tipo MEMS (*Micro Electro Mechanical System*) ha reso possibile l'integrazione di elementi di tipo meccanico, sensori ed attuatori su un unico substrato di silicio mediante processi tecnologici di microfabbricazione

Le tecnologie MEMS permettono di rivoluzionare intere categorie di prodotti proprio per il fatto di integrare in uno stesso dispositivo le funzioni più diverse. Un minuscolo chip di silicio diventa ora un sensore di pressione, ora un accelerometro, ora un giroscopio, ora un microthruster e così via. I vantaggi dei MEMS si possono riassumere nel fatto che sono in grado di eseguire le stesse funzioni di rilevazione, elaborazione e attuazione di oggetti molto più ingombranti e costosi.

1.2 LA MICROPROPULSIONE

Un elemento chiave per le operazioni dei microsatelliti è rappresentato dal sistema di micropropulsione imbarcato a bordo. I sistemi di micropropulsione offrono la possibilità di effettuare una svariata serie di operazioni tra cui controllo d'assetto, mantenimento o cambiamento orbitale e *deorbiting*, indispensabili per il perfetto controllo di costellazioni di microsatelliti.

Esistono sostanzialmente tre diversi modi per definire la micropropulsione. Il primo fa uso delle dimensioni caratteristiche micrometriche del dispositivo, il secondo fa riferimento al livello di spinta disponibile, mentre l'ultimo ed anche il più generico identifica la micropropulsione come qualsiasi sistema propulsivo applicabile ai microsatelliti (satelliti avente massa minore di 100 kg come riportato nella precedente tabella 1.1).

Tradizionalmente le operazioni di propulsione di satelliti in orbita vengono realizzate mediante dispositivi che utilizzano il propellente stivato all'interno di un serbatoio ad una certa pressione e temperatura in grado di convertire il contenuto energetico del propellente (energia termica o energia in pressione) in energia cinetica ad elevata velocità di scarico.

L'espulsione del gas, o in generale del propellente, impartisce al satellite una variazione della quantità di moto, causando un corrispettivo cambiamento di velocità. Tale variazione risulta direttamente proporzionale allo scambio di quantità di moto del propellente espulso. Inoltre il momento totale del propellente espulso è proporzionale alla temperatura della massa di gas espulso, per cui elevate temperature comportano un maggior momento scambiato. L'innalzamento della temperatura del gas può derivare da molteplici aspetti tra cui una combustione chimica o un riscaldamento mediante potenza elettrica.

Tra le diverse tipologie di sistemi di propulsione una prima suddivisione può essere effettuata in base al processo accelerativo utilizzato o al tipo di energia che viene trasformata o convertita in spinta. I processi accelerativi si distinguono in:

- Gasdinamico: il propellente, sotto forma di gas ad una certa temperatura e pressione, viene fatto espandere attraverso un condotto di forma opportuna (ugello) ;
- Elettrostatico: il propellente, sotto forma di fluido elettricamente carico, viene accelerato da un campo elettrico;
- Elettrodinamico: il propellente, sotto forma di fluido ionizzato ma globalmente neutro (plasma), viene accelerato per mezzo di forze elettromagnetiche derivanti dall'interazione, del plasma in movimento, di una corrente e di un campo magnetico a questa perpendicolare.

I tipi di energia disponibili ed utilizzabili sono invece:

- Energia meccanica: liberata in seguito all'utilizzo di un gas in pressione;
- Energia chimica: liberata in seguito ad una qualsiasi reazione chimica esotermica;
- Energia nucleare: liberata in seguito a fissione o fusione nucleare;
- Energia elettrica: utile per generare campi elettro-magnetici per ionizzare, accelerare o semplicemente scaldare per effetto Joule il propellente.

Senza entrare troppo nei dettagli, dato che di fatto in letteratura esiste una notevole quantità di informazione sui principi di funzionamento dei sopra citati tipi di propulsori, è però importante fornire indicazioni per ciascun sistema di propulsione sui parametri che ne qualificano l'utilizzo nel campo dei microsatelliti.

In maniera del tutto intuitiva identifichiamo tali parametri nell'impulso specifico, nella spinta fornita e nella potenza richiesta per generare una determinata spinta. Tale motivazione è da trovarsi sostanzialmente nel fatto che in un'ottica di riduzione delle masse in gioco, se da una parte l'impulso specifico (verrà data una definizione esaustiva nel capitolo 3) fornisce indicazioni sul consumo del sistema di micropropulsione con notevole impatto sulla massa sia

del propellente sia del serbatoio e quindi sulla massa dell'intero sistema, la spinta disponibile fornisce indicazioni fondamentali sul tipo di accuratezza che il sistema di micropropulsione è in grado di garantire, mentre la potenza richiesta per generare un certo livello di spinta fornisce le medesime indicazioni in termini di masse in gioco e soprattutto di risorse energetiche disponibili.

Come a breve verrà mostrato l'impatto maggiore sulla scelta di un sistema di micropropulsione rispetto ad un altro, riguarderà comunque il tipo di missione che tale sistema deve svolgere. L'analisi è stata condotta analizzando i sistemi di micropropulsione attualmente disponibili o in via di sviluppo ovvero micropropulsione a gas freddo, micropropulsione monopropellente e propulsione elettrica. Nonostante le differenze sostanziali di tali sistemi di micropropulsione, le finalità sono tra loro in comune e riguardano sostanzialmente il Δv di missione, e il grado di accuratezza nel sistema di puntamento fine per il controllo d'assetto. L'espressione 1.1, equazione di Tsiolkovskij, lega la variazione di velocità ottenibile per un dato sistema di propulsione ovvero per un determinato impulso specifico in funzione del rapporto tra la massa di propellente e la massa del satellite.

$$\Delta v = u_e \cdot \ln \left(\frac{M_{iniz,sat}}{M_{fin,sat}} \right) = u_e \cdot \ln \left(\frac{M_{fin,sat} + M_{prop,sat}}{M_{fin,sat}} \right) = g_0 \cdot I_{sp} \cdot \ln \left(1 + \frac{M_{prop,sat}}{M_{fin,sat}} \right) \quad (1.1)$$

Dove u_e è la velocità di uscita del gas in m/s, g_0 è la costante di gravità terrestre, pari a 9.81, in m/s², I_{sp} è l'impulso specifico del propellente impiegato in s ed $M_{iniz,sat}$, $M_{fin,sat}$, $M_{prop,sat}$, espresse in kg, rappresentano rispettivamente la massa iniziale e finale del satellite e la massa di propellente stivata a bordo dello stesso.

Tale equazione, come facilmente deducibile, pone dei limiti significativi sulla variazione di velocità ottenibile a bordo di un satellite poiché di fatto il rapporto tra la massa di propellente stivata a bordo del satellite e la massa del satellite stesso (MR o *Mass Ratio*) non risulta una quantità innalzabile a piacimento, indipendentemente dall'impulso specifico dell'apparato di propulsione. Tracciando un grafico di variazione del Δv di missione in funzione dell'impulso specifico per diversi valori di MR, vedi figura 1.1, risulta evidente la difficoltà di ottenere elevate variazioni di velocità.

Il caso limite rappresentato in figura 1.1, relativo ad MR=0.5, risulta praticamente irrealizzabile per quella categoria di satelliti aventi massa inferiore ai 100 kg.

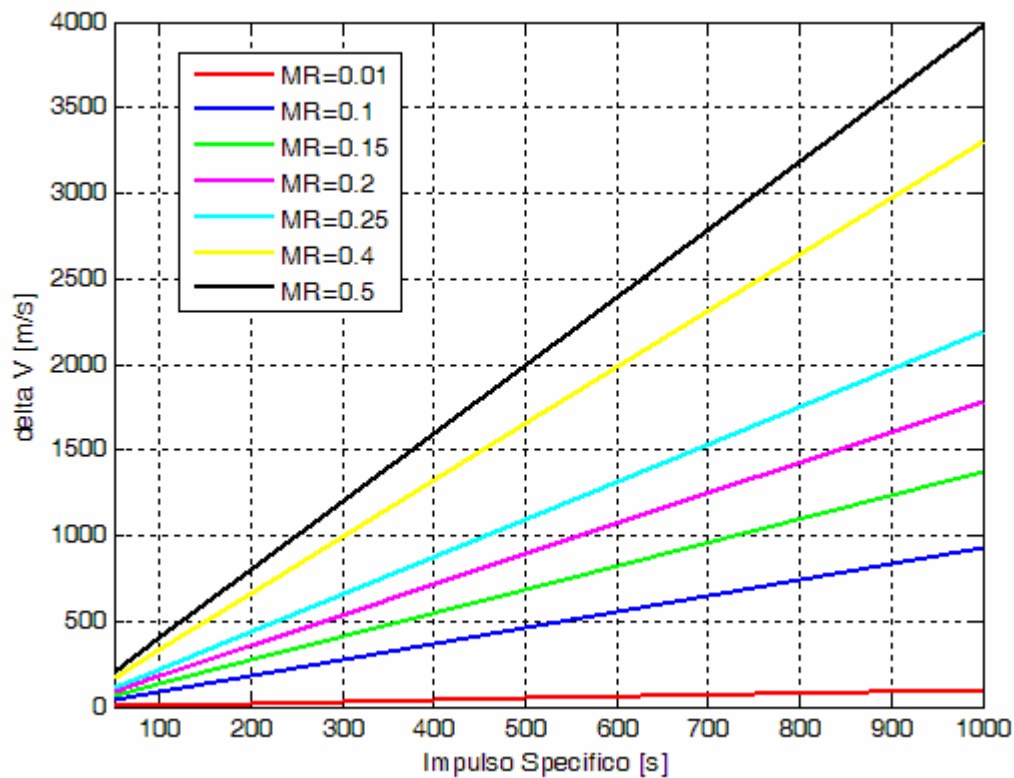


Figura 1.1: Δv di missione ottenibile in funzione dell'impulso specifico.

Appare palese quindi come lo scopo della propulsione applicata ai microsatelliti (micropropulsione) non può avere la finalità di compiere missioni pionieristiche o interplanetarie, ma bensì finalità legate ad operazioni orbitali tipo controllo d'assetto e mantenimento orbitale. In genere microsatelliti di classe II (massa minore di 5 kg) necessitano di un livello di spinta compreso tra i 10 e i 1000 μN , mentre satelliti di classe I (massa minore di 20 kg) necessitano di spinte comprese tra 0.1 e 10 mN [3].

La figura 1.2 mostra invece un confronto tra i sistemi di propulsione in funzione del Δv di missione in termini di spinta disponibile [4].

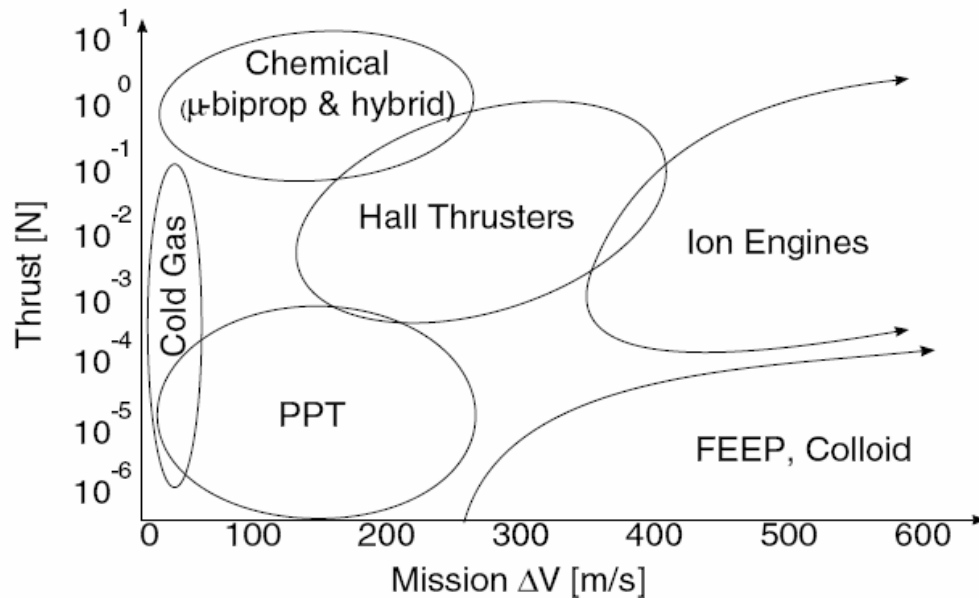


Figura 1.2: Dominio di applicabilità delle diverse architetture dei sistemi di propulsione.

L'equazione 1.1 fa emergere chiaramente come un elevato impulso specifico sia da preferirsi al fine di ottenere elevate variazioni di velocità, e ciò è facilmente visibile dal grafico di figura 1.2, che quindi tenderebbe a prediligere i propulsori elettrici a discapito dei tradizionali sistemi di propulsione a gas. La motivazione dell'elevato Δv di missione è legato sostanzialmente all'elevato impulso specifico disponibile, a volte anche due ordini di grandezza maggiore rispetto ai tradizionali sistemi a gas. Ciò è reso possibile poiché il propellente, generalmente plasma ionizzato, viene espulso ad una elevatissima velocità di efflusso come conseguenza del campo elettrico applicato. Tuttavia resta ancora da chiedersi quale sia il campo di applicabilità di tali sistemi rispetto ad altri. Per rispondere a questa domanda introduciamo la tabella 1.2, che fornisce un'indicazione relativa alle spinte, impulsi specifici, potenze necessarie e massa del sistema di micropropulsione [1]. I propulsori analizzati sono quelli di tipo elettrico, tra cui i FEED (*Field Emission Electric Propulsion*) e i PPT (*Pulsed Plasma Thruster*), e di tipo chimico a gas freddo o a gas caldo. La colonna definita "Massa del sistema" comprende la PPU (*Power Processing Unit*), indispensabile per fornire potenza ai propulsori, e i thruster nel caso di motori FEED, il solo thruster nel caso dei motori PPT e i thruster e le valvole di azionamento nel caso dei micropropulsori a gas. Il confronto inoltre non tiene conto né delle eventuali complessità realizzative legate, oltre che dal dispositivo stesso, dall'elettronica di controllo e dai software di sviluppo, né tanto meno dei rendimenti propulsivi anche se pare giusto dire che mediamente i sistemi di propulsione elettrica difficilmente sono in grado di fornire rendimenti maggiori del 40%, fatta eccezione

per i FEEP, mentre per quanto riguarda l'efficienza dei sistemi a gas si arriva facilmente al 85% e anche più.

Tipo di propulsore	Propellente	Spinta nominale	Impulso specifico (s)	Potenza necessaria	Massa del sistema (kg)
FEEP	Cs	40 μ N	9000	66 W/mN	1.6
FEEP	Cs	1400 μ N	9000	66 W/mN	2.4
FEEP	Cs	4 \times 1400 μ N	9000	66 W/mN	8.7
PPT	Teflon bar	0.5 mN	1000	51 W/mN	8
Gas Freddo	GN ₂	4.5 mN	> 60	2.4 W	< 0.008
Gas Freddo	GN ₂	1 mN	> 60	< 0.3 W/mN	< 0.02
Gas Caldo	H ₂ O ₂	10 mN	> 100	< 1 W/mN	< 0.05

Tabella 1.2: Confronto tra alcuni sistemi di propulsione.

Quello che appare evidente dalla tabella 1.2 è che pregi e difetti sono presenti in entrambi i sistemi di propulsione. In particolare l'impulso specifico, e quindi la possibilità di fornire elevati valori di Δv , è nettamente a vantaggio dei propulsori elettrici, i quali però a loro volta necessitano di potenze estremamente elevate se confrontate con i tradizionali sistemi a gas. Analogo discorso può essere fatto relativamente alla massa del sistema, dove il vantaggio nell'utilizzo di sistemi a gas appare evidente.

Per cercare di comprendere come tali masse influiscano sull'intera missione, valutiamone l'impatto sulla massa totale del sistema, il microsatellite. Ovviamente l'obiettivo primario risulta quello di rientrare nei limiti di massa e potenze definiti in tabella 1.1 inoltre, poiché a parità di Δv , sistemi con maggior impulso specifico necessitano di minor massa di propellente, proviamo ad effettuare un confronto con satelliti di uguale massa finale ma con diverso sistema di micropropulsione. La tabella 1.3 consente di definire, a partire dalla

tipologia di microsatellite, quale sistema di micropropulsione sia più adatto o meno ad essere stivato a bordo in base a parametri quali potenza necessaria e massa del sistema.

Massa Satellite (kg)	Potenza massima disponibile (W)	Livello di spinta (mN)	Propulsione elettrica		Propulsione a gas	
			Potenza necessaria (W)	Massa del sistema (kg)	Potenza necessaria (W)	Massa del sistema (kg)
100	100	1	~ 55	2 - 8	< 1	0.05
10	20	0.5	~ 50	2 - 8	< 1	0.05
5	5	0.1	~ 6	~ 2	< 1	0.05
1	1	<0.1	~ 2.5	~ 1.5	< 1	0.05

Tabella 1.3: Confronto tra propulsione elettrica e a gas in termini di potenza necessaria e massa del sistema.

I valori riportati in tabella 1.3, mostrano chiaramente come l'utilizzo di sistemi di propulsione di tipo elettrico diventano inutilizzabili, sia dal punto di vista della potenza necessaria, sia dal punto di vista della massa del sistema, per microsatelliti aventi massa inferiori ai 10 – 20 kg. Per quanto riguarda i sistemi di propulsione a gas, la potenza necessaria e la massa del sistema risultano in prima analisi indipendenti dalla massa del satellite. Tale aspetto essenzialmente è dovuto al fatto che l'azionamento del thruster avviene per mezzo di una valvola di tipo on – off con bassa potenza assorbita, mentre per la massa non si ottengono sostanziali differenze diminuendo la spinta di un fattore 10. Quindi per microsatelliti in orbita LEO e basso Δv i sistemi di micropropulsione a gas sono da preferirsi. Il discorso cambia però se si richiedono elevati Δv , come d esempio un trasferimento orbitale o una missione interplanetaria, in cui il satellite, necessitando di masse via via maggiori, otterrà migliori benefici utilizzando sistemi di tipo elettrico. Ovviamente tale prerogativa esula dallo scopo dei microsatelliti.

Abbiamo visto nel paragrafo introduttivo come la riduzione delle masse in gioco comporti effetti benefici dal punto di vista della riduzione dei costi senza però valutare gli eventuali

vantaggi o svantaggi che inevitabilmente si ripercuotono sul sistema stesso in termini di performance.

Cerchiamo allora di analizzare in maniera più approfondita e dal punto di vista fisico, quali siano i fenomeni che interessano la miniaturizzazione dei sistemi di micropropulsione al fine di individuare eventuali limitazioni nella corsa alle bassissime spinte. Tale aspetto verrà affrontato nel paragrafo successivo ed interesserà sostanzialmente gli effetti di riduzione di scala.

1.3 EFFETTI DI RIDUZIONE DI SCALA

La recente tendenza nella tecnologia spaziale indica un incremento nella miniaturizzazione dei sistemi e sottosistemi, incluso i sistemi di propulsione. Tra gli ovvi benefici che si ottengono dalla miniaturizzazione dei singoli dispositivi l'aspetto più importante è dovuto alla riduzione della massa del singolo sottosistema, con conseguente impatto sulla riduzione di massa del satellite stesso e quindi sul costo di lancio, che attualmente interessa all'incirca il 30% del budget dell'intera missione. Per quanto riguarda i sistemi di propulsione, risulta di vitale importanza analizzare i fenomeni di riduzione di scala al fine di comprendere quali sono i requisiti fisici che consentono di ottenere la riduzione del livello di spinta disponibile.

Innanzitutto analizziamo il rapporto spinta – massa del sistema. È bene precisare che su tale grandezza ci sono diverse opinioni dovute sostanzialmente al fatto che in un sistema di micropropulsione oltre il 95% della massa è costituita da propellenti e serbatoi e di conseguenza il rapporto spinta – massa risulta inversamente proporzionale alla pressione del serbatoio e non dipende dalla riduzione delle dimensioni del sistema. In ogni modo soffermandosi solo sul rapporto spinta – massa del thruster, e non dell'intero sistema, una prima analisi ci porta a dire che tale rapporto aumenta al diminuire delle dimensioni caratteristiche del sistema. Osservando infatti che la spinta è proporzionale al quadrato della dimensione caratteristica considerata e la massa (volume moltiplicato per la densità del materiale di realizzazione) è proporzionale al cubo della stessa si ha [15]:

$$\frac{F}{M} \propto \frac{L^2}{L^3} \propto \frac{1}{L} \quad (1.2)$$

Ovvero il rapporto spinta – massa risulta inversamente proporzionale alla dimensione caratteristica. Quindi riducendo le dimensioni aumentano i benefici. Quanto appena detto risulta valido solo nel caso di assenza di processi combustivi. Considerando infatti la camera di combustione converrebbe suddividere la lunghezza del thruster in due zone, la camera di combustione e il divergente (L_d). La lunghezza caratteristica della camera (L^*), pari al rapporto tra il volume della camera di combustione e la sezione di gola, dipende principalmente dal tempo necessario al propellente per completare la combustione ovvero il tempo di residenza. Come conseguenza si ha che L^* non è una quantità scalabile illimitata, poiché di fatto dipende dalle proprietà chimiche – fisiche del propellente.

La massa del sistema, camera di combustione più divergente, risulta proporzionale a:

$$M \propto \pi \cdot D \cdot t \cdot L \propto \pi D^2 \cdot \frac{p}{2\sigma} (L^* + L_d) \quad (1.3)$$

$$L_d = \sqrt{\frac{A_e}{A_g}} \frac{1}{2 \tan(\alpha_d)} \quad (1.4)$$

dove t rappresenta lo spessore della parete di un certo materiale, avente carico di snervamento σ_s , necessario a bilanciare la pressione in camera, mentre L_d può essere scritto come nell'espressione 1.4, semplicemente effettuando considerazioni di natura geometrica tra la sezione di uscita (A_e), la sezione di gola (A_g) e l'angolo (α_d) del divergente.

Poiché come detto il parametro L^* non è una quantità scalabile a piacimento, il rapporto spinta – massa, risulta anch'esso non scalabile del tutto, quanto meno per quanto riguarda la camera di combustione. Inoltre il rapporto spinta – massa non dipende neanche dalla pressione, come facilmente intuibile, poiché se la spinta dipende dalla pressione anche la massa del sistema dipende dalla pressione nella stessa maniera.

Tornando all'analisi dei fenomeni di riduzione di scala in microthruster senza combustione, la spinta F generata dall'espansione di un gas propellente attraverso una geometria convergente – divergente risulta proporzionale alla pressione totale del gas all'interno della camera (p_0) e all'area minima o sezione di gola (A_g) che il flusso incontra durante l'espulsione dello stesso nell'ambiente circostante [5]:

$$F \propto p_0 \cdot A_g \propto p_0 \cdot d_g^2 \quad (1.5)$$

Dove con d_g , si è indicato il diametro della sezione di gola. Quindi una riduzione del livello di spinta può essere ottenuto in due diversi modi:

- riducendo la pressione in camera;
- riducendo le dimensioni di gola.

L'espressione 1.5 denota come la riduzione di un fattore 100 del livello di spinta può ottenersi o riducendo la pressione totale di un fattore 100 oppure riducendo le dimensioni di un fattore 10. Per comprendere se sia meglio diminuire il livello di pressione o le dimensioni in gioco risulta conveniente effettuare un'analisi sul numero di Reynolds, definito dall'equazione 1.6 e meglio approfondito nel capitolo 2, il quale fornisce un'indicazione sull'efficienza del nozzle in termini di perdite viscose.

$$\text{Re}_g = \frac{\rho_g \cdot u_g \cdot d_g}{\mu_g} \propto \frac{p_0 \cdot d_g}{T_0^x} \quad (1.6)$$

Nell'espressione 1.6, x rappresenta un valore positivo generalmente compreso tra 1.2 e 1.5 a seconda del gas considerato, e tiene conto del fatto che la viscosità nei gas aumenta all'aumentare della temperatura di ristagno. In un'analisi degli effetti di scala, al fine di limitare le perdite viscose, sarebbe meglio mantenere costante il numero di Reynolds. Ovviamente tale osservazione è in contrasto con la riduzione del livello di spinta. Per comprendere questo analizziamo tre casi, sempre riferiti ad una riduzione del livello di spinta pari a 100. Come visto precedentemente, per una pressione di ristagno costante, la riduzione di un fattore 10 delle dimensioni di gola implica sì una riduzione della spinta di un fattore 100 ma anche una diminuzione di un fattore 10 del numero di Reynolds, a meno di non diminuire la temperatura del gas con conseguenze negative in termini di impulso specifico. Nel caso si riduca di un fattore 10 la pressione di ristagno, bisognerà ridurre di un fattore $\sqrt{10}$ anche il diametro di gola, al fine di garantire una riduzione del livello di spinta di un fattore 100. Tale diminuzione comporterà comunque una riduzione del numero di Reynolds di un fattore $10 \cdot \sqrt{10}$, maggiore rispetto al caso precedente e quindi meno performante. L'ultimo caso, decisamente il peggiore, vede la riduzione di un fattore 100 della spinta riducendo di un

fattore 100 la pressione di ristagno (sezione di gola inalterata) con conseguente diminuzione di un fattore 100 del numero di Reynolds.

Riassumendo in tabella 1.4 quanto detto fin ora, appare evidente che, al fine di mantenere l'efficienza del thruster il più possibile alta, conviene intervenire sulla riduzione delle dimensioni geometriche del dispositivo, piuttosto che sulla pressione. Ovviamente per avere la costanza del numero di Reynolds come effetto della riduzione della spinta, si può pensare di mantenere costante il prodotto $p_0 \cdot d_g$, ad esempio riducendo il diametro di gola di un fattore 100 e aumentando la pressione di ristagno del medesimo fattore. Tuttavia questa ipotesi non vede riscontro nella realtà poiché in primo luogo, come vedremo in seguito, le microvalvole utilizzate e presenti al momento per ottenere ciò non consentono simili livelli di pressione e in secondo luogo il serbatoio in cui è stivato il propellente raggiungerebbe livelli inaccettabili in termini di volume occupato e massa.

Fattore di riduzione del livello di spinta (effetto)	Riduzione diametro di gola (causa)	Riduzione dell'area di gola (causa)	Riduzione pressione di ristagno (causa)	Riduzione numero di Reynolds (conseguenza)
100	10	100	NO	10
	$\sqrt{10}$	10	10	$10 \cdot \sqrt{10}$
	NO	NO	100	100

Tabella 1.4: Impatto sul numero di Reynolds della riduzione del livello di spinta.

Nella trattazione vista fin ora, non si è tenuto conto dell'effetto della temperatura totale del gas anche se appare evidente dall'espressione 1.6, come un aumento della temperatura produca un ulteriore diminuzione del numero di Reynolds. Tuttavia poiché l'aumento della temperatura del gas è diretta responsabile dell'incremento dell'impulso specifico, pare conveniente discutere meglio tale parametro.

Senza entrare troppo nei dettagli, una trattazione esaustiva sull'impulso specifico verrà affrontata in seguito, l'impulso specifico per un dato propellente è direttamente proporzionale alla temperatura del gas stesso. L'aumento di temperatura quindi comporta benefici sulle performance del sistema di propulsione se tutta l'energia termica disponibile ai fini propulsivi

(oltre all'energia in pressione) viene convertita in energia cinetica. Cerchiamo quindi di capire, in termini di effetti di scala, cosa avviene aumentando la temperatura del sistema.

Considerando un microdispositivo, di lunghezza dx avente diametro D e spessore di parete t , il rapporto tra l'energia termica necessaria a scaldare il fluido all'interno del dispositivo (Q_{fluido}) e l'energia termica necessaria a scaldare una porzione del dispositivo stesso (Q_{disp}) alla medesima temperatura può essere scritte come:

$$\frac{Q_{fluido}}{Q_{disp}} \propto \frac{\rho_{fluido} \cdot Cp_{fluido}}{\rho_{disp} \cdot C_{disp}} \cdot \frac{D}{4t} \quad (1.7)$$

Se il fluido in esame è un gas e il materiale considerato un alluminio, il rapporto tra le densità, quantità non scalabile, è circa 10^{-4} . Per quanto riguarda il rapporto diametro – spessore parete, mentre nei dispositivi aventi dimensioni caratteristiche standard (non micrometriche) è pari a $10^2 - 10^3$, bilanciando il rapporto tra le energie termiche, nei microdispositivi è sostanzialmente pari ad un valore unitario. In conclusione il calore necessario a scaldare, o raffreddare, un gas è molto più piccolo se confrontato col calore necessario ad ottenere il medesimo effetto sul canale. Di conseguenza è la temperatura del canale a controllare i meccanismi di scambio di calore nei microdispositivi.

Lavorare con un gas caldo, su parete fredda non risulta poi così conveniente ai fini dell'efficienza totale del sistema poiché parte di questa energia viene persa ai fini propulsivi per scaldare la parete. Nei limiti di bilancio termico globale sarebbe meglio lavorare con gas e parete calda. Ovviamente tale operazione necessita di una potenza termica maggiore, poiché di fatto scaldo una zona avente sezione maggiore, rispetto alla potenza termica necessaria al riscaldamento locale del gas. Nei microdispositivi inoltre, sia le perdite di calore per irraggiamento che per convezione aumentano per effetto dell'elevato rapporto superficie – volume [6,7,8]. Per cercare di stimare il transitorio necessario al gas per portarsi alla temperatura di parete o viceversa, consideriamo un dispositivo in silicio, avente conducibilità termica k_s pari a 148 W/(m·K) e lunghezza caratteristica L_s , che scambia calore con l'esterno ad un coefficiente di scambio termico per convezione h [W/(m²·K)], e valutiamone il numero di Biot, definito come:

$$Bi = \frac{h \cdot L_s}{k_s} \quad (1.8)$$

Poiché tale valore per i microdispositivi è $< 0,1$, indicando una temperatura all'interno del solido uniforme, è possibile utilizzare il *lumped capacitance method* [7] per valutare il rateo di trasferimento di calore per convezione ottenendo la 1.9:

$$\rho_s L_s^3 C_s \frac{dT_s}{dt} = -h L_s^2 (T_s - T) \quad (1.9)$$

Dove ρ_s, C_s sono rispettivamente la densità (2330 kg/m³) e il calore specifico del materiale (710 J/(kg·K)) alla temperatura uniforme T_s e T è la temperatura del fluido. La soluzione dell'equazione 1.9 può essere scritta nel seguente modo a partire da una temperatura iniziale T_i del materiale, equazione 1.10:

$$\frac{T_s(t) - T}{T_i - T} = e^{-\left(\frac{t}{\text{cost}}\right)} \quad (1.10)$$

$$\text{cost} = \frac{\rho_s L_s^3 C_s}{h L_s^2}$$

Per quantificare il transitorio sono state effettuate delle simulazioni, i risultati sono mostrati in figura 1.3 - 1.5, per valutare l'andamento della temperatura di parete nel tempo di un microdispositivo, nel caso di parete fredda ($T=300$ K) e fluido caldo ($T=800$ K) e di parete calda ($T=800$ K) e fluido freddo ($T=300$ K).

In primo luogo, figura 1.3, è stato valutato il riscaldamento della parete del microdispositivo nel tempo a partire da una condizione iniziale di flusso interno al dispositivo a temperatura $T=800$ K e parete a $T=300$ K avente lunghezza caratteristica $L_s = 10$ micron. Il transitorio necessario per giungere alla medesima temperatura è molto piccolo (inferiore al secondo) tanto più il coefficiente di scambio termico per convezione aumenta e tanto più la lunghezza caratteristica è bassa. Questo implica che le potenze termiche scambiate sono notevoli, e che quindi gran parte dell'energia termica viene dissipata. Successivamente si è cercato di quantificare il transitorio necessario al raffreddamento della parete, soggetta al raffreddamento per effetto dell'ambiente circostante, considerando sia la medesima lunghezza caratteristica, sia una lunghezza caratteristica maggiore, $L_s = 1$ mm, riportate rispettivamente in figura 1.4 e 1.5.

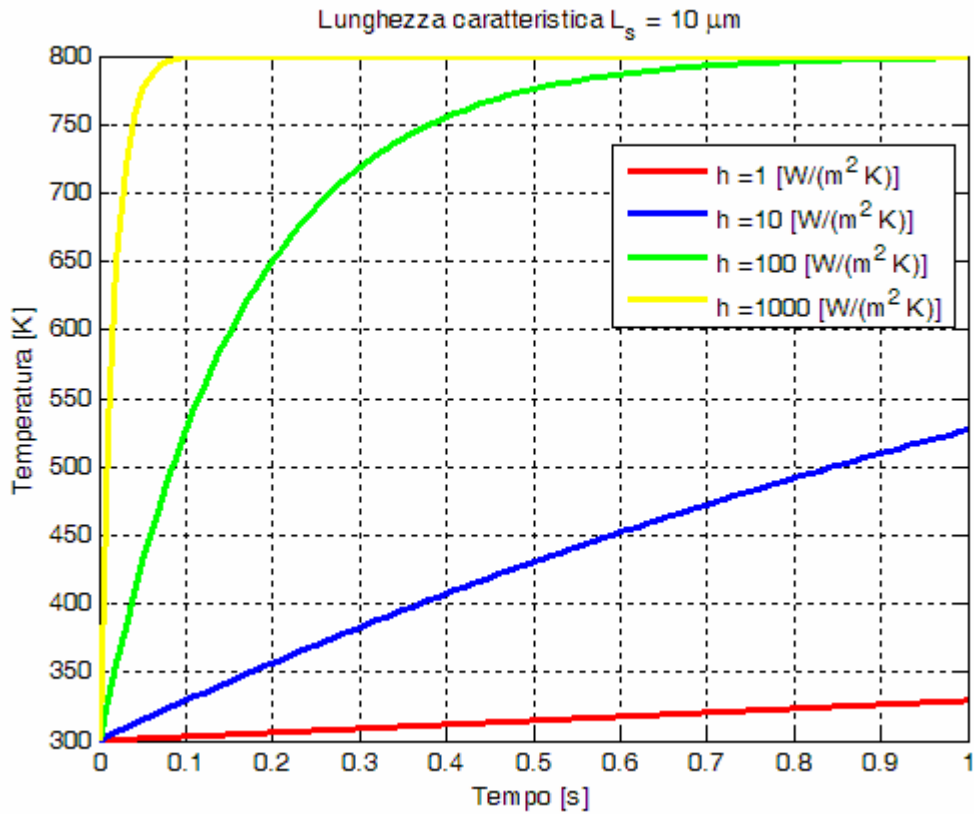


Figura 1.3: Distribuzione di temperatura a parete del dispositivo nel tempo (riscaldamento).

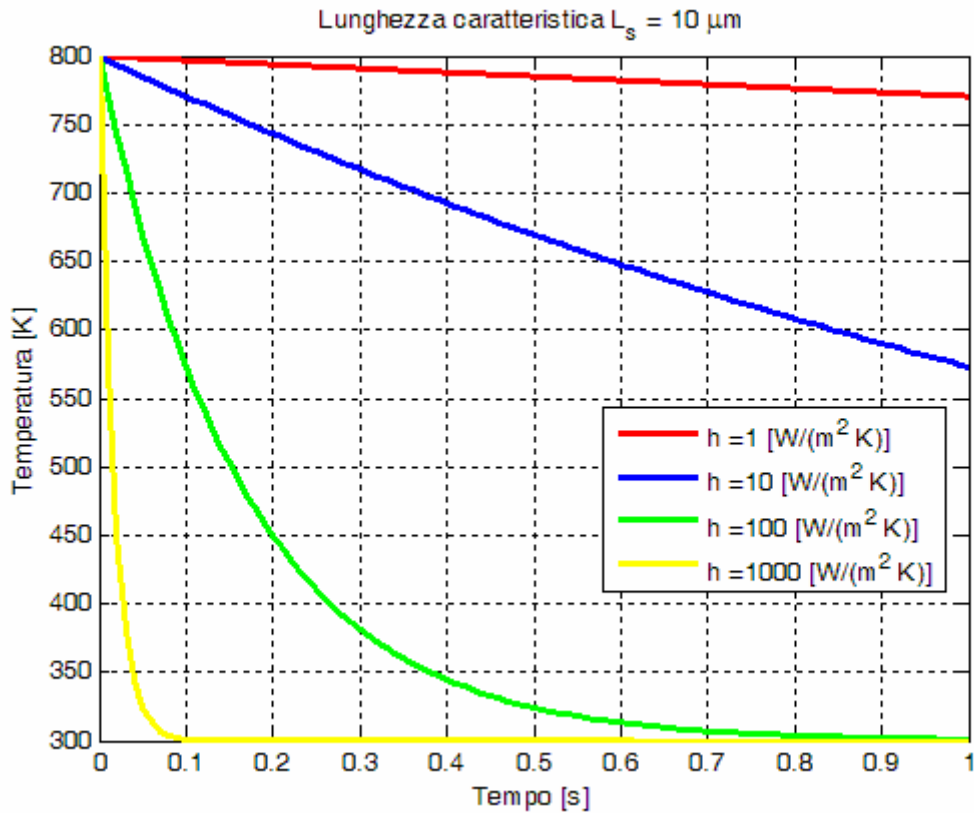


Figura 1.4: Distribuzione di temperatura a parete del dispositivo nel tempo (raffreddamento).

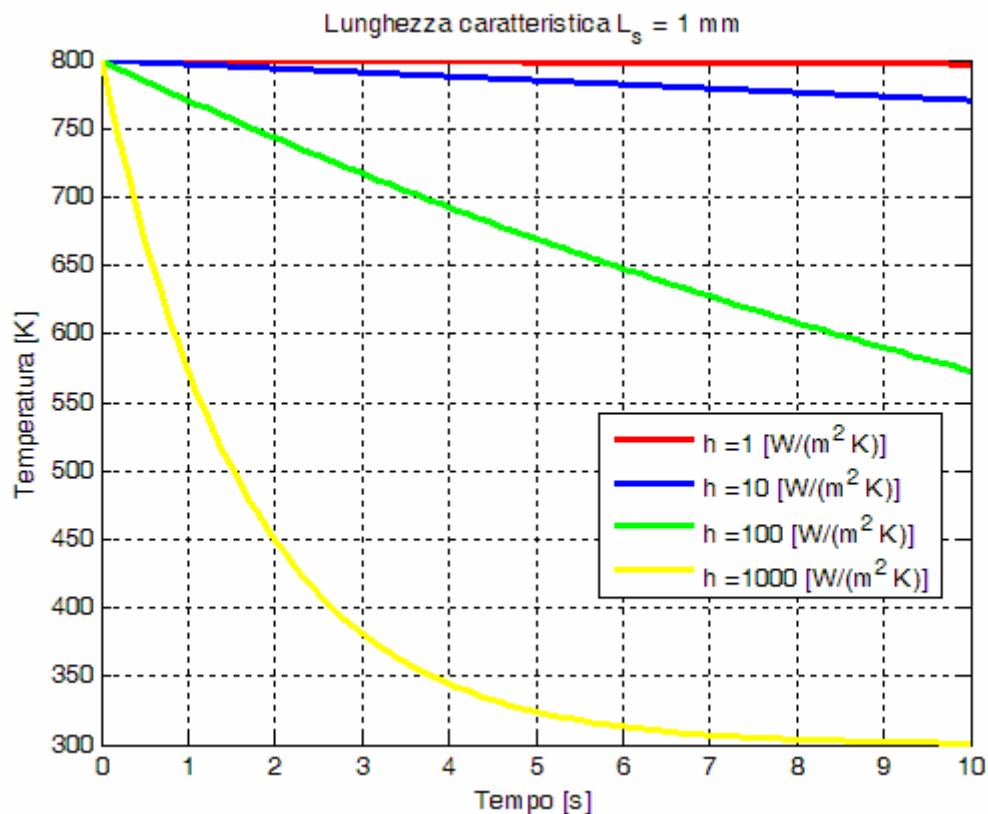


Figura 1.5: Distribuzione di temperatura a parete del dispositivo nel tempo (raffreddamento).

Il risultato a cui si giunge è che il transitorio t , necessario alla parete per raggiungere la temperatura dell'ambiente circostante parete è direttamente proporzionale alla lunghezza caratteristica del dispositivo. Inoltre per trasferire energia dal flusso alla parete e dalla parete all'ambiente circostante nel più alto tempo possibile bisognerebbe lavorare con elevate temperature di parete. Ovviamente ciò è in forte contrasto sia con la temperatura limite del materiale sia col bilancio termico complessivo del sistema. Infatti una temperatura di parete troppo elevata comporta uno scambio termico per irradiazione elevato che potrebbe danneggiare eventuali componenti o sistemi posti in prossimità del condotto. Quanto detto e visto fin qui mostra chiaramente come l'aumento dell'impulso specifico, ottenibile con l'incremento di temperatura del fluido, sia un aspetto delicato dal punto di vista del bilancio energetico dell'intero sistema. Concettualmente possiamo dire che l'aumento della temperatura del flusso comporta benefici per quanto riguarda l'impulso specifico, rispetto ad un gas a più bassa temperatura, ma al tempo stesso un calo della sua efficienza, poiché di fatto parte del calore non viene utilizzato a scopi propulsivi ma dissipato a causa delle perdite di calore.

Un ultimo aspetto da considerare negli effetti di riduzione di scala di notevole importanza è il rapporto potenza – massa del sistema. Poiché la sorgente primaria di potenza disponibile in un microsatellite è dovuta ai pannelli solari, possiamo dire che la potenza è proporzionale all'area dei pannelli stessi. Per quanto riguarda la massa essa è funzione, a parità di densità, del volume del satellite. Pertanto il rapporto potenza – massa segue la seguente legge di proporzionalità [15]:

$$\frac{P}{M} \propto \frac{\eta \cdot P_0 \cdot L^2}{\rho \cdot L^3} \propto \frac{1}{L} \quad (1.10)$$

Dove η è il rendimento dei pannelli solari, P_0 è il flusso termico del sole ed L è la scala dei pannelli solari, paragonabile alla dimensione caratteristica del satellite. L'incremento di tale rapporto implica un aumento della funzionalità del satellite rendendo possibile un aumento della strumentazione a bordo dello stesso a parità di potenza disponibile ovvero una riduzione della potenza utilizzata a parità di funzionalità.

1.4 CONCLUSIONI

Le tematiche affrontate nel presente capitolo hanno riguardato sostanzialmente la classe di satelliti che, in virtù delle loro masse, dimensioni e potenze disponibili, appartengono alla categoria di microsatelliti, motivandone da un punto di vista di impiego e costi il loro crescente sviluppo nell'industria aerospaziale e nella comunità scientifica. L'approccio di miniaturizzazione dei sistemi mediante lo sviluppo di tecnologie tipo MEMS rende possibile lo sviluppo di sistemi altamente integrati tra loro con la peculiarità di ridotte masse e potenze in gioco, con ovvi vantaggi non solo nei costi di progettazione ma anche nei costi di messa in orbita e di intera missione relativi ai microsatelliti, in opposizione ai tradizionali satelliti.

La possibilità concreta di realizzare costellazioni di microsatellite a basso costo, rende il mercato appetibile a tutti coloro che vedono nell'industria aerospaziale un mercato fiorente dal punto di vista della piccola progettazione a basso tempo.

La categoria dei microsatelliti, legata sostanzialmente a missioni in orbita bassa di tipo LEO, necessita di sistemi di micropropulsione in grado di fornire spinte ovvero momenti atti a contrastare le inevitabili forze di disturbo (gravità, resistenza aerodinamica, coppie di

disturbo,ecc.). Attualmente la comunità scientifica individua in due categorie di sistema di propulsione, di tipo elettrico e di tipo chimico, i sistemi in grado di assolvere tale compito. Se da una parte però i propulsori elettrici forniscono segnali positivi in termini di impulso specifico garantendo un maggiore Δv di missione, dall'altro le potenze in gioco non rendono tali sistemi, al stato attuale, utilizzabili per satelliti aventi masse inferiori ai 20 kg. Ecco quindi che la risposta può venire dai tradizionali sistemi a gas che, con l'avvento delle microtecnologie, risultano in grado di fornire livelli di spinta paragonabili ai propulsori elettrici ma con una modestissima potenza impiegata. Ovviamente come in molte discipline i requisiti di missione risultano fondamentali al fine di meglio definire quale sistema sia preferibile e perché. L'analisi degli effetti di riduzione di scala permette di valutare i vantaggi ma anche svantaggi derivanti dall'esigenza di disporre di livelli di spinta sempre più bassi. Se da una parte infatti la riduzione del livello di spinta comporta benefici in termini di basse potenze disponibili e masse via via sempre minori, dall'altra pone problematiche relative alle perdite di natura viscosa derivanti da flussi a basso numero di Reynolds e di natura termica, con conseguente impatto sull'efficienza del sistema stesso. Ancora una volta quindi il giusto compromesso risulta commisurato ai requisiti di missione.

2

Problematiche relative a flussi rarefatti e viscosi

2.1 METODOLOGIE DI APPROCCIO AL PROBLEMA

Un flusso di gas può essere modellato o a livello macroscopico o a livello microscopico. Il modello macroscopico considera il gas come un mezzo continuo e la descrizione avviene in termini delle variazioni spaziali e temporali delle proprietà intrinseche del flusso come la velocità, la densità, la pressione e la temperatura. Le equazioni di Navier-Stokes forniscono il modello matematico convenzionale per un gas considerato come un continuo. Le proprietà macroscopiche sono le variabili dipendenti in queste equazioni, mentre le variabili indipendenti sono le coordinate spaziali e il tempo.

Il modello molecolare o microscopico riconosce la particolare struttura del gas come una miriade di molecole discrete e idealmente fornisce informazioni sulla posizione, velocità e stato di ogni molecola in ogni istante. Il modello matematico a questo livello è l'equazione di Boltzmann. Questo ha la frazione di molecole in una data posizione e stato come sua unica variabile dipendente, ma le variabili indipendenti sono aumentate dal numero di variabili fisiche da cui lo stato dipende. Nel più semplice caso di un gas monoatomico senza gradi di libertà interni, le dimensioni aggiuntive sono le tre componenti di velocità delle molecole. Un flusso stazionario unidimensionale di un tale gas diventa un problema tridimensionale (3-D) mentre un flusso stazionario bidimensionale diventa a cinque dimensioni. Questo significa che l'equazione di Boltzmann non è suscettibile di una soluzione analitica per problemi non banali, ed essa pone difficoltà schiacciante ai metodi numerici convenzionali. Tuttavia, la struttura discreta del gas a livello molecolare permette di eludere queste difficoltà attraverso la modellazione fisica diretta, piuttosto che la simulazione matematica. Mentre questo approccio fisico ha alcuni vantaggi sulla formulazione matematica tradizionale per studi computazionali, in particolare l'assenza di instabilità numeriche, il modello molecolare è generalmente più esigente in termini di risorse computazionali. E' quindi importante delineare le condizioni in cui il modello continuo perde la sua validità e deve esser sostituito dal modello molecolare.

Nell'equazione di Boltzmann lo stato del gas è espresso in termini di una funzione distribuzione di velocità molecolare dipendente dal tempo. Questa funzione dà la probabilità a ogni istante di una particella di occupare una posizione nello spazio fisico e di velocità [9].

Al fine di comprendere e capire quando un tipo di modello è preferibile rispetto all'altro analizziamo i parametri che determinano il tipo di flusso che si vuole studiare: il numero di Knudsen e il numero di Reynolds.

2.2 NUMERO DI KNUDSEN

La trattazione classica dei problemi di fluidodinamica si basa sull'assunzione che il flusso possa essere trattato come continuo. Ciò implica che proprietà intensive del fluido come densità, temperatura, pressione, velocità, siano definite ad una scala di lunghezze infinitesima e quindi varino con continuità da un punto all'altro. Di conseguenza la natura molecolare, discreta, del fluido viene ignorata. In realtà, poiché i fluidi sono composti di molecole che possono collidere tra loro o con corpi solidi, ciò non è sempre vero. I problemi per cui l'ipotesi del continuo non può essere applicata vengono risolti con le leggi della meccanica statistica. Al fine di definire il campo di validità di tale ipotesi e il grado di rarefazione di un gas, viene definito il numero di Knudsen:

$$Kn = \frac{\ell}{L} \quad (2.1)$$

Dove ℓ rappresenta il cammino libero medio delle molecole ed L è la lunghezza caratteristica del problema fisico.

Problemi per cui tale numero risulta essere di ordine di grandezza unitario o superiore non possono essere studiati con le leggi della fluidodinamica classica. Utilizzando la teoria ideale dei gas, il cammino libero medio può essere ricavato utilizzando la seguente [9,10]:

$$\ell = \frac{K \cdot T}{\sqrt{2} \cdot \pi \cdot p \cdot \sigma^2} \quad (2.2)$$

dove $K = 1.38 \cdot 10^{-23} J/K$ è la costante di Boltzmann, T è la temperatura espressa in Kelvin, p è la pressione in Pascal e σ è il diametro di collisione delle molecole ($\approx 10^{-10} m$) espresso in metri (per la definizione si veda la figura 2.1 e l'equazione 2.3).

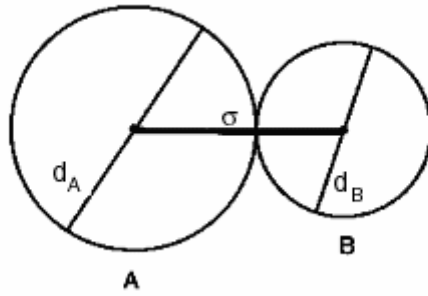


Figura 2.1: Diametro di collisione molecolare.

$$\sigma = \frac{d_A + d_B}{2} \quad (2.3)$$

La figura 2.2 mostra i possibili regimi di studio del flusso in funzione del numero di Knudsen.

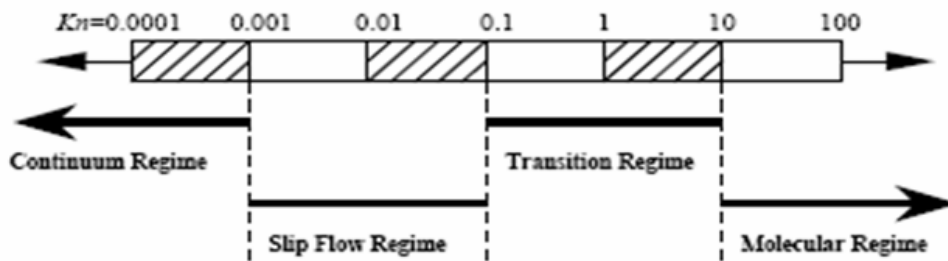


Figura 2.2: Regimi di studio del flusso in funzione del numero di Knudsen.

Come si può ben notare dalla figura 2.2, l'ipotesi del continuo, resta valida solo per numeri di Knudsen minori di 0.001 e quindi solo per Knudsen minori di tale valore risulta possibile utilizzare le ben note equazioni di Navier-Stokes. Tuttavia, come vedremo a breve, il requisito tradizionale, affinché le equazioni di Navier-Stokes siano valide, è che il numero di Knudsen sia minore di 0.1. Nel caso di numeri di Knudsen minori di 0.001 le equazioni di Navier-Stokes, con condizioni al contorno (sull'interfaccia fluido-solido) di componente di velocità normale e tangente nulla a parete nell'equazione del momento e temperatura del fluido uguale alla temperatura a parete (sempre sull'interfaccia fluido-solido) nell'equazione dell'energia (condizioni di *no-slip*), rappresentano l'approccio numerico utilizzato per i problemi di termofluidodinamica classica.

I termini di trasporto nell'equazione della quantità di moto e dell'energia spariscono nel caso limite che il numero di Knudsen tende a zero e le equazioni Navier-Stokes allora si riducono alle equazioni non viscosi di Eulero (trascurando gli effetti dissipativi). Il flusso è allora isoentropico dal punto di vista continuo, mentre l'equivalente punto di vista molecolare è che la funzione distribuzione di velocità è ovunque in forma Maxwelliana o di equilibrio locale. Il limite opposto di numero di Knudsen infinito è il regime di flusso a molecola libera o non collisionale.

All'aumentare del numero di Knudsen tutti questi effetti diventano sempre meno trascurabili. Nella regione denominata *Slip Flow Regime* ($10^{-3} \leq Kn \leq 10^{-1}$) risulta ancora possibile utilizzare le equazioni di Navier-Stokes tenendo però conto che le condizioni al contorno sull'interfaccia fluido-solido devono tener conto di una velocità di scorrimento non nulla a parete (*slip velocity*) [9].

Nel caso di uno strato limite laminare in un flusso a bassa velocità, lo spessore dello strato limite è inversamente proporzionale alla radice quadrata della densità. I gradienti quindi diminuiscono meno rapidamente di quanto il cammino libero medio aumenta quando la densità scende, e i numeri di Knudsen diventano più grandi a basse densità (tale aspetto, come verrà mostrato in seguito, è di vitale importanza nello studio di flussi supersonici). L'aumento nello spessore di entrambe queste caratteristiche del flusso significa che, in un flusso con strato limite, la porzione del flusso che è viscosa aumenta quando il flusso diventa rarefatto.

Quanto detto fin ora può essere riassunto in maniera seguente [9]:

- $Kn \rightarrow 0$ ($Re \rightarrow \infty$): equazioni di Eulero;
- $Kn \leq 10^{-3}$: equazioni di Navier-Stokes con condizione al contorno di aderenza (*no-slip boundary conditions*);
- $10^{-3} \leq Kn \leq 10^{-1}$: equazioni di Navier-Stokes con condizione al contorno di scorrimento (*slip boundary conditions*);
- $10^{-1} \leq Kn \leq 10$: regime di transizione, da studiarsi con metodi di simulazione di dinamica molecolare tipo DSMC (*Direct Simulation Monte Carlo*);
- $Kn \geq 10$: regime molecolare, da studiarsi con metodi cinetici tipo equazioni di Boltzmann.

Consideriamo ad esempio l'aria a $T=288$ K e $p=1 \times 10^5$ Pa. Un cubo di $1 \mu\text{m}$ di lato contiene 2.54×10^7 molecole/ μm^3 separate da una distanza media di $\sqrt[3]{2.54 \times 10^7} = 0.0034$ molecole/ μm . A tale temperatura e pressione il libero cammino medio è $\ell = 0.065 \mu\text{m}$ (eq. 2.2). Quindi un dispositivo avente lunghezza caratteristica $L=1 \mu\text{m}$ si troverà in un regime

avente numero di Knudsen ($Kn=L/\ell$) pari a 0.065, ovvero un flusso da studiarsi nella zona di *Slip-Flow Regime* [9]. Diminuendo la pressione di un fattore 10 il numero di Knudsen aumenta di un fattore 10 spostandosi di conseguenza nella regione di *Transition Regime*. Da quanto detto ora, emerge chiaramente l'importanza della pressione al fine di mantenere basso il numero di Knudsen. In realtà andrebbe considerato il rapporto temperatura su pressione, e quindi sarebbe corretto dire che al fine di avere numeri di Knudsen bassi, tale rapporto deve essere il più basso possibile, ovvero flussi a basse temperature ed alte pressioni. Chiaramente agli scopi propulsivi è preferibile avere valori di pressione e di temperatura il più possibile alti.

Per quanto riguarda la temperatura, infatti, essa è direttamente proporzionale all'impulso specifico che si può ottenere da un dato propellente. Le figure che seguono, mostrano la variazione del numero di Knudsen nel range di pressioni 0.1 – 1 bar, e a due diverse temperatura (300 K e 1000 K), per un microdispositivo avente dimensione caratteristica di 10 micron.

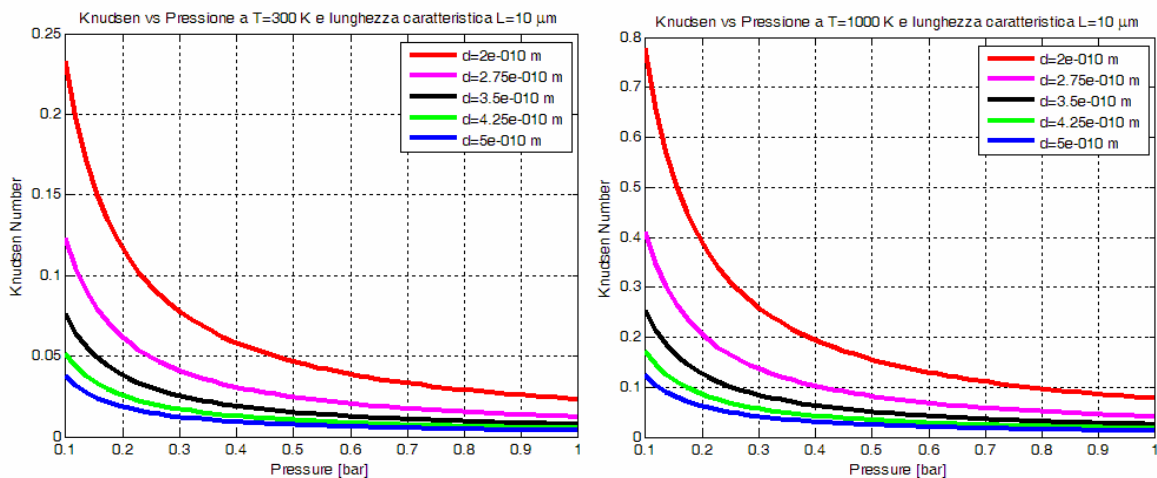


Figura 2.3: Andamento del numero di Knudsen per fluidi con diverso diametro di collisione molecolare nel range di pressioni 0.1-1 bar a $T=300\text{ K}$ (sinistra) e $T=1000\text{ K}$ (destra).

In figura 2.3 si vede come, per diversi diametri di collisione molecolare, il numero Knudsen aumenta per pressioni basse. Tale aumento si fa via via più significativo per temperature elevate (figura 2.3, destra). Ecco giustificato quindi il motivo di lavorare a basse temperature ed alte pressioni. In figura 2.4 viene considerato un range di pressione decisamente più alto (1 – 10 bar) che mostra chiaramente come il numero di Knudsen si sposti

verso valori prossimi all'ipotesi del continuo. In entrambe le figure la lunghezza caratteristica del dispositivo preso in esame risulta essere di 10 μm .

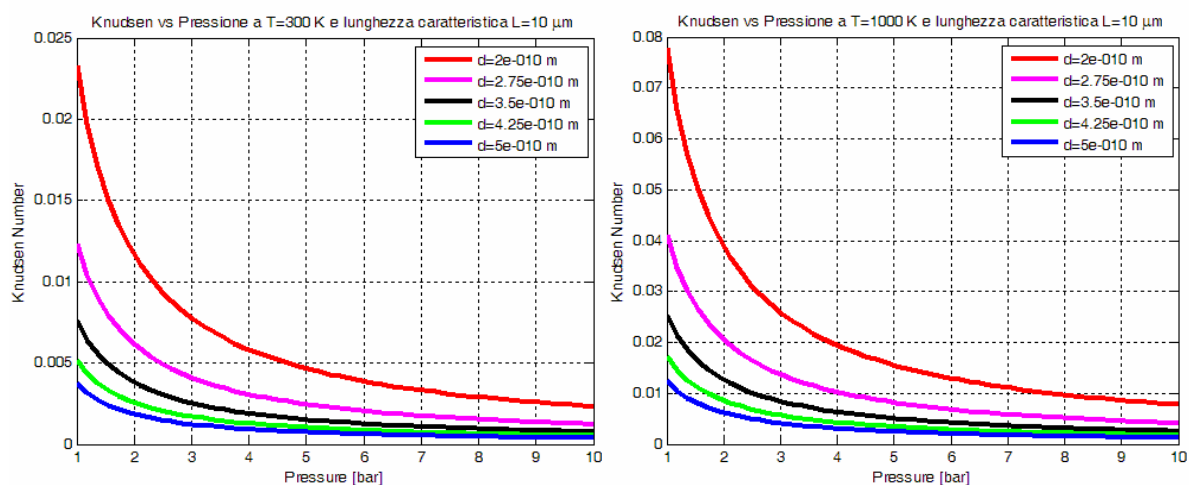


Figura 2.4: Andamento del numero di Knudsen per fluidi con diverso diametro di collisione molecolare nel range di pressioni 1-10 bar a $T=300\text{ K}$ (sinistra) e $T=1000\text{ K}$ (destra).

La tabella 2.1, di seguito riportata, mostra i diametri di collisione molecolare di alcuni gas [11]:

Gas	$\sigma\text{ (m)}$
Aria	3.66×10^{-10}
Ar	3.58×10^{-10}
CO_2	4.53×10^{-10}
H_2	2.71×10^{-10}
He	2.15×10^{-10}
Kr	4.08×10^{-10}
N_2	3.70×10^{-10}
NH_3	4.32×10^{-10}
Ne	2.54×10^{-10}
O_2	3.55×10^{-10}
Xe	4.78×10^{-10}

Tabella 2.1: Diametro di collisione molecolare di alcuni gas.

2.3 NUMERO DI REYNOLDS

Un altro parametro fondamentale nei problemi di termofluidodinamica risulta essere il numero di Reynolds, definito di seguito (eq. 2.4), il quale rappresenta il rapporto tra le forze inerziali e le forze viscosi.

$$Re = \frac{\rho u D}{\mu} \quad (2.4)$$

Nella formula ρ è la densità del fluido espressa in kg/m^3 , u è la velocità espressa in m/s , D rappresenta il diametro in metri (se si considera un condotto o in alternativa la lunghezza caratteristica) e μ è la viscosità dinamica del fluido considerato espressa in $\text{Pa}\cdot\text{s}$.

L'importanza del numero di Reynolds risiede nel fatto che conoscendo il suo valore è possibile stabilire se il flusso è laminare oppure turbolento. A tal proposito si considerano tre casi:

- $Re \leq 2200$: regime laminare;
- $2200 \leq Re \leq 10000$: regime di transizione;
- $Re \geq 10000$: regime turbolento.

Senza entrare troppo nei dettagli, quello che interessa sapere principalmente è che in base al tipo di regime in cui il flusso opera esistono modelli e strategie per la risoluzione dello stesso in termini di grandezze fluidodinamiche. L'aspetto veramente importante che tale parametro ci fornisce è rappresentato dal fatto di poter o meno effettuare delle semplificazioni sul problema in esame. Dalla definizione del numero di Reynolds possiamo vedere che, per quanto riguarda i microdispositivi, il suo valore ci porta ad un regime di tipo laminare.

Se infatti considerassimo un flusso d'aria soggetto ad una variazione di pressione $p = 0.1 \text{ MPa}$, la cui viscosità a $T = 300 \text{ K}$ risulta $\mu = 1.75 \times 10^{-5} \text{ Pa}\cdot\text{sec}$, che si muove all'interno di un microcondotto avente diametro $D = 10 \text{ }\mu\text{m}$ avremo che, utilizzando la legge dei gas ideali (si veda capitolo 3):

$$\rho = \frac{p \cdot MM}{R \cdot T} = \frac{1 \times 10^5 \cdot 29}{8314 \cdot 300} = 1.16 \text{ kg/m}^3$$

Di conseguenza risulta:

$$\frac{Re}{u} = \frac{\rho \cdot D}{\mu} = \frac{1.16 \cdot 10 \times 10^{-6}}{1.75 \times 10^{-5}} = 0.6629$$

Ovvero, imponendo che il numero di Reynolds sia inferiore a 2200:

$$u = \frac{Re}{0.6629} = \frac{2200}{0.6629} = 3319 \text{ m/s}$$

Valore decisamente alto il quale implica che sicuramente il flusso si muoverà ad una velocità più bassa ovvero il numero di Reynolds sarà minore. Ovviamente quanto appena visto serve in via del tutto qualitativa poiché tale velocità risulta essere senz'altro supersonica, condizione quest'ultima che non può realizzarsi in un microcondotto qualunque, a meno che non ci si trovi di fronte ad un condotto convergente – divergente che consente di espandere il flusso fino a velocità supersoniche.

Sicuramente l'aspetto importante è che in presenza di dispositivi la cui lunghezza caratteristica, nella fattispecie il diametro, si trovi nel range dei micron il regime di flusso è di tipo laminare. Resta ora da domandarsi quali siano gli effetti che dominano nello studio di flussi a basso Reynolds. Una prima risposta di tipo intuitivo può essere trovata nella definizione stessa di numero di Reynolds poiché come detto precedentemente fornisce un'idea del rapporto tra le forze inerziali e le forze viscosi. Ecco quindi che lavorare a bassi Reynolds vuol dire dover tener conto di tutti quegli effetti derivanti da forze viscosi e quindi da forze di tipo superficiale.

Grandezze quali spessore di strato limite, spessore di spostamento e spessore di quantità di moto giocano una notevole importanza. Tali grandezza verranno meglio inquadrare nei capitoli successivi al fine di mostrare la notevole importanza che determinano sul dimensionamento e l'ottimizzazione di microugelli per scopi propulsivi. Prima di vedere come il numero di Knudsen e il numero di Reynolds influiscono sui risultati di fluidodinamica classica risulta utile definire la velocità di scorrimento a parete (*Wall Slip Velocity*).

2.4 VELOCITA' DI SCORRIMENTO A PARETE (*WALL SLIP VELOCITY*)

Come accennato precedentemente la conoscenza del numero di Knudsen fornisce indicazioni fondamentali sul tipo di approccio da seguire per la risoluzione di un particolare flusso. Consideriamo un fluido, ad esempio gas azoto o aria, che si muove all'interno di un condotto avente numero di Knudsen compreso tra $10^{-3} \leq Kn \leq 10^{-1}$. Nel caso reale alcune molecole, urtando la parete solida, riflettono diffusamente mentre altre riflettono specularmente. In altre parole, una porzione del momento della quantità di moto delle molecole incidenti è persa alla parete e una parte (tipicamente piccola) è mantenuta dalle molecole riflesse. Il coefficiente di accomodamento della quantità di moto tangenziale (*tangential-momentum-accomodation coefficient* - *TMAC*) σ_v è definito come la frazione di molecole riflesse diffusamente [9]:

$$\sigma_v = \frac{\mathcal{G}_{incidente} - \mathcal{G}_{riflesso}}{\mathcal{G}_{incidente} - \mathcal{G}_{parete}}$$

Dove \mathcal{G} rappresenta il flusso di momento tangenziale. Tale coefficiente dipende dal tipo di fluido, dal solido e dalla finitura superficiale (liscia o rugosa). Sperimentalmente il suo valore è compreso tra 0.2 e 0.8. Nel caso di parete perfettamente liscia $\sigma_v = 0$, poiché l'angolo di incidenza e di riflessione delle molecole che collidono con la parete solida è identico e le molecole conservano la loro quantità di moto tangenziale, mentre per parete completamente rugosa $\sigma_v = 1$ poiché le molecole sono totalmente riflesse con un angolo di incidenza random che ne determina la perdita totale del loro momento della quantità di moto tangenziale (riferito alla riflessione diffusiva). Si definisce velocità di scorrimento a parete (*Wall Slip Velocity*):

$$u_{slip} = u_{gas} - u_{wall} = \frac{2 - \sigma_v}{\sigma_v} \cdot Kn \cdot L \cdot \left. \frac{\partial u}{\partial y} \right|_{wall} \quad (2.5)$$

Come si può vedere nell'equazione 2.5 nel caso di $\sigma_v = 1$ e $Kn = 0$ si ricava la condizione di *no-slip* in cui $u_{gas} = u_{wall}$. Il caso limite invece di $\sigma_v = 0$ porta ad un valore infinito della u_{slip} . Analogo discorso andrebbe fatto per quanto riguarda la temperatura.

2.5 EFFETTO DEL BASSO NUMERO DI REYNOLDS E DEL NUMERO DI KNUDSEN SU FLUSSI COMPLETAMENTE SVILUPPATI

Quando un flusso viscoso entra in un condotto, la distribuzione di velocità all'ingresso è gradualmente ridistribuita verso la linea di mezzeria del condotto a causa dell'influenza ritardata degli sforzi viscosi lungo le pareti solide. Infine il flusso raggiungerà una zona in cui il profilo di velocità non cambierà più la propria distribuzione in direzione assiale. Sotto queste condizioni il flusso viene definito completamente sviluppato. Teoricamente la distanza per raggiungere la condizione di pieno sviluppo è infinitamente grande. Tuttavia, per scopi pratici, viene stabilita la lunghezza di sviluppo idrodinamica definita come la distanza in direzione assiale necessaria affinché la velocità massima calcolata risulta pari al 99% della velocità massima calcolata in condizioni di flusso completamente sviluppato.

Le equazioni di Navier-Stokes che governano il flusso di un fluido viscoso, laminare e newtoniano con viscosità costante possono essere scritte in notazione tensoriale, rispettivamente per l'equazione di continuità e per l'equazione della quantità di moto, come segue [11,12,13]:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial (\rho u_k)}{\partial x_k} = 0 \quad (2.6)$$

$$\frac{\partial (\rho u_i)}{\partial t} + \frac{\partial (\rho u_k u_i)}{\partial x_k} = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ik}}{\partial x_k} \quad (2.7)$$

Dove, come al solito, u , p , ρ sono rispettivamente la velocità, la pressione e la densità del fluido, mentre τ_{ik} rappresenta il tensore degli sforzi viscosi espresso come:

$$\tau_{ik} = \mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_k} + \frac{\partial u_k}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \mu \frac{\partial u_j}{\partial x_j} \delta_{ik} \quad (2.8)$$

Con μ coefficiente di viscosità dinamica e δ_{ik} delta di Kronecker ($\delta_{ik}=1$ per $i=k$, $\delta_{ik}=0$ per $i \neq k$). Per un flusso bidimensionale in un sistema di coordinate cartesiane si avrà quindi:

eq. continuità :

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v)}{\partial y} = 0$$

eq. quantità di moto (lungo x) :

$$\frac{\partial(\rho u)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho uu)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho uv)}{\partial y} - \frac{\partial}{\partial x} \left(\mu \frac{\partial u}{\partial x} \right) - \frac{\partial}{\partial y} \left(\mu \frac{\partial u}{\partial y} \right) = - \frac{\partial}{\partial x} \left(p + \frac{2}{3} \mu \nabla V \right) + \frac{\partial}{\partial x} \left(\mu \frac{\partial u}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\mu \frac{\partial v}{\partial x} \right)$$

eq. quantità di moto (lungo y) :

$$\frac{\partial(\rho v)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho uv)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho vv)}{\partial y} - \frac{\partial}{\partial x} \left(\mu \frac{\partial v}{\partial x} \right) - \frac{\partial}{\partial y} \left(\mu \frac{\partial v}{\partial y} \right) = - \frac{\partial}{\partial y} \left(p + \frac{2}{3} \mu \nabla V \right) + \frac{\partial}{\partial x} \left(\mu \frac{\partial u}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\mu \frac{\partial v}{\partial y} \right)$$

Con u, v componenti di velocità lungo x, y , mentre la divergenza del campo di velocità ∇V è data da:

$$\nabla V = \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y}$$

Un'altra forma molto utile di scrivere le equazioni del moto, nel caso di flusso bidimensionale assi-simmetrico, è quella relativa al sistema di coordinate cilindrico:

eq. continuità :

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u)}{\partial x} + \frac{1}{r} \frac{\partial(\rho r v)}{\partial r} = 0$$

eq. quantità di moto (lungo x) :

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho u)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho uu)}{\partial x} + \frac{1}{r} \frac{\partial(\rho r uv)}{\partial r} - \frac{\partial}{\partial x} \left(\mu \frac{\partial u}{\partial x} \right) - \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left(\mu r \frac{\partial u}{\partial r} \right) = \\ = - \frac{\partial}{\partial x} \left(p + \frac{2}{3} \mu \nabla V \right) + \frac{\partial}{\partial x} \left(\mu \frac{\partial u}{\partial x} \right) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left(\mu r \frac{\partial v}{\partial x} \right) \end{aligned}$$

eq. quantità di moto (lungo y) :

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho v)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho uv)}{\partial x} + \frac{1}{r} \frac{\partial(\rho r vv)}{\partial r} - \frac{\partial}{\partial x} \left(\mu \frac{\partial v}{\partial x} \right) - \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left(r \mu \frac{\partial v}{\partial r} \right) = \\ = - \frac{\partial}{\partial r} \left(p + \frac{2}{3} \mu \nabla V \right) + \frac{\partial}{\partial x} \left(\mu \frac{\partial u}{\partial r} \right) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left(r \mu \frac{\partial v}{\partial r} \right) - \frac{2 \mu v}{r^2} \end{aligned}$$

Dove u, v sono le componenti di velocità lungo x ed r , mentre la divergenza del campo di velocità ∇V , in coordinate cilindriche, è data da:

$$\nabla V = \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{1}{r} \frac{\partial (rv)}{\partial r}$$

Come visto al paragrafo precedente per tener conto degli effetti di rarefazione e di flusso non continuo, le equazioni di Navier-Stokes vengono risolte con la condizione di *Slip Velocity* a parete scritta nella forma equivalente:

$$u_t = \frac{2 - \sigma_v}{\sigma_v} \cdot \frac{\ell}{\mu} \tau_t \quad (2.9)$$

Dove le τ_t sono gli stress tangenziali a parete. Introducendo adesso il numero di Knudsen ed esplicitando le τ_t otteniamo l'equazione 2.10 simile alla 2.5.

$$u_t = -\frac{2 - \sigma_v}{\sigma_v} Kn \cdot D \left. \frac{du}{dr} \right|_{r=R} \quad (2.10)$$

Il segno meno indica che il gradiente di velocità è negativo.

Considerando adesso un fluido newtoniano incomprimibile di densità ρ e viscosità μ che fluisce all'interno di un condotto avente sezione circolare e raggio R . Sotto l'ipotesi di flusso completamente sviluppato, le componenti di velocità in direzione radiale e tangenziale risultano nulle mentre le componenti parallele all'asse longitudinale dipendono esclusivamente da r (coordinata radiale misurata a partire dall'asse del condotto). Di conseguenza il flusso può essere descritto completamente dall'equazione di Navier-Stokes, in direzione assiale, che in coordinate cilindriche risulta [12]:

$$\mu \left(\frac{d^2 u}{dr^2} + \frac{1}{r} \frac{du}{dr} \right) = \frac{dp}{dx} \quad (2.11)$$

2 - Problematiche relative a flussi rarefatti e viscosi

Con dp/dx gradiente di pressione in direzione longitudinale. L'equazione 2.11 è un'equazione differenziale ordinaria del secondo ordine lineare. Una soluzione di tale equazione è rappresentata da un profilo di velocità nella forma:

$$u(r) = ar^2 + br + c \quad (2.12)$$

Con a, b, c costanti da determinarsi. Differenziando l'equazione 2.12 e sostituendo in 2.11 si ottiene:

$$a = \frac{1}{4\mu} \frac{dp}{dx}$$

$$b = 0$$

Per determinare il coefficiente c , si utilizza la condizione al contorno di *Slip Velocity* a parete (eq. 2.10). Il gradiente di velocità a parete si ottiene sostituendo il valore di b appena ricavato nella derivata prima di 2.12 ottenendo:

$$\left. \frac{du}{dr} \right|_{r=R} = \frac{R}{2\mu} \frac{dp}{dx}$$

Successivamente sostituendo tale valore, prima nella equazione 2.10 e successivamente nel profilo di velocità ipotizzato (eq. 2.12) otteniamo:

$$c = -\frac{1}{4\mu} \frac{dp}{dx} \left(R^2 + 4 \frac{2-\sigma_v}{\sigma_v} \cdot Kn \cdot R^2 \right)$$

A questo punto è possibile sostituire a, b, c nell'equazione 2.12 ed ottenere il profilo di velocità (equazione 2.13):

$$u(r) = -\frac{1}{4\mu} \frac{dp}{dx} \left(R^2 - r^2 + 4 \frac{2-\sigma_v}{\sigma_v} \cdot Kn \cdot R^2 \right) \quad (2.13)$$

Il profilo di velocità così ottenuto ha la forma di un paraboloide di rivoluzione. Nel limite di $Kn \rightarrow 0$ (flusso continuo), otteniamo la soluzione dell'equazione di Navier-Stokes attraverso un condotto circolare:

$$u_{NS}(r) = -\frac{1}{4\mu} \frac{dp}{dx} (R^2 - r^2) \quad (2.14)$$

La massima velocità si ha nella linea di mezzeria dove $r = 0$:

$$u_{\max} = -\frac{R^2}{4\mu} \frac{dp}{dx} \left(1 + 4 \frac{2 - \sigma_v}{\sigma_v} \cdot Kn \right) \quad (2.15)$$

Il calcolo della velocità media risulta indispensabile al fine di definire la portata volumetrica del flusso all'interno del condotto. Ricordando che la velocità media viene definita come:

$$u_{media} = \frac{1}{\pi R^2} \int_0^R u(r) 2\pi r dr$$

Otteniamo nel nostro caso la seguente espressione:

$$u_{media} = -\frac{R^2}{4\mu} \frac{dp}{dx} \frac{1}{2} \left(1 + 8 \frac{2 - \sigma_v}{\sigma_v} \cdot Kn \right) \quad (2.16)$$

Tale espressione ci consente di scrivere la $u(r)$, u_{\max} e la u_t in funzione della velocità media stessa [10]:

$$u(r) = 2u_{media} \frac{\left(1 - \frac{r^2}{R^2} + 4 \frac{2 - \sigma_v}{\sigma_v} \cdot Kn\right)}{\left(1 + 8 \frac{2 - \sigma_v}{\sigma_v} \cdot Kn\right)}$$

$$u_{max} = 2u_{media} \frac{\left(1 + 4 \frac{2 - \sigma_v}{\sigma_v} \cdot Kn\right)}{\left(1 + 8 \frac{2 - \sigma_v}{\sigma_v} \cdot Kn\right)} \quad (2.17)$$

$$u_t = u_{media} \frac{\left(8 \frac{2 - \sigma_v}{\sigma_v} \cdot Kn\right)}{\left(1 + 8 \frac{2 - \sigma_v}{\sigma_v} \cdot Kn\right)}$$

Le successive figure mostrano la variazione della distribuzione del profilo di velocità all'interno di un condotto in funzione del numero di Knudsen.

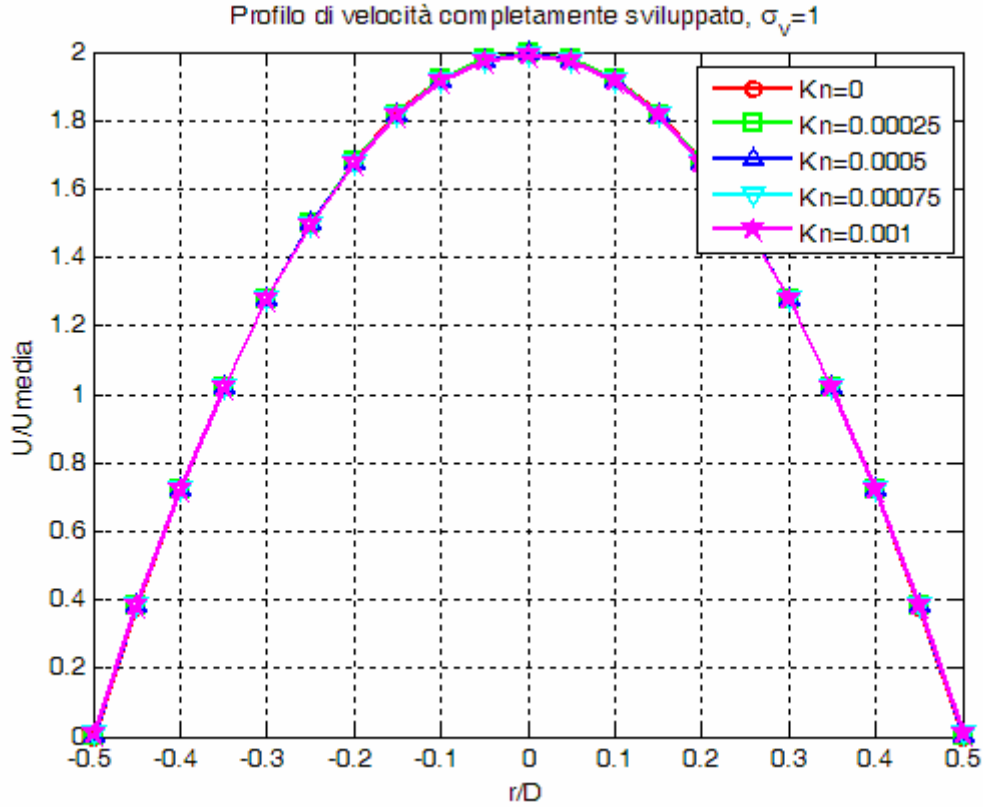


Figura 2.5: Profilo di velocità al variare del numero di Knudsen ($0 \leq Kn \leq 0.001$), $\sigma_v = 1$.

In figura 2.5 si vede chiaramente come per $0 \leq Kn \leq 0.001$ e nel caso di $\sigma_v = 1$ non ci sono sostanziali differenze nella distribuzione di velocità, variazioni percentuali tra i due casi limite inferiori all'1%. Sempre in questo range di Knudsen si vede come una diversa finitura superficiale possa determinare apprezzabili differenze. Tale fenomeno è visibile in figura 2.6, dove le differenze percentuali in termini di distribuzione di velocità in mezzzeria sono intorno al 5% se si considerano i due casi a $Kn = 0$ e a $Kn = 0.001$.

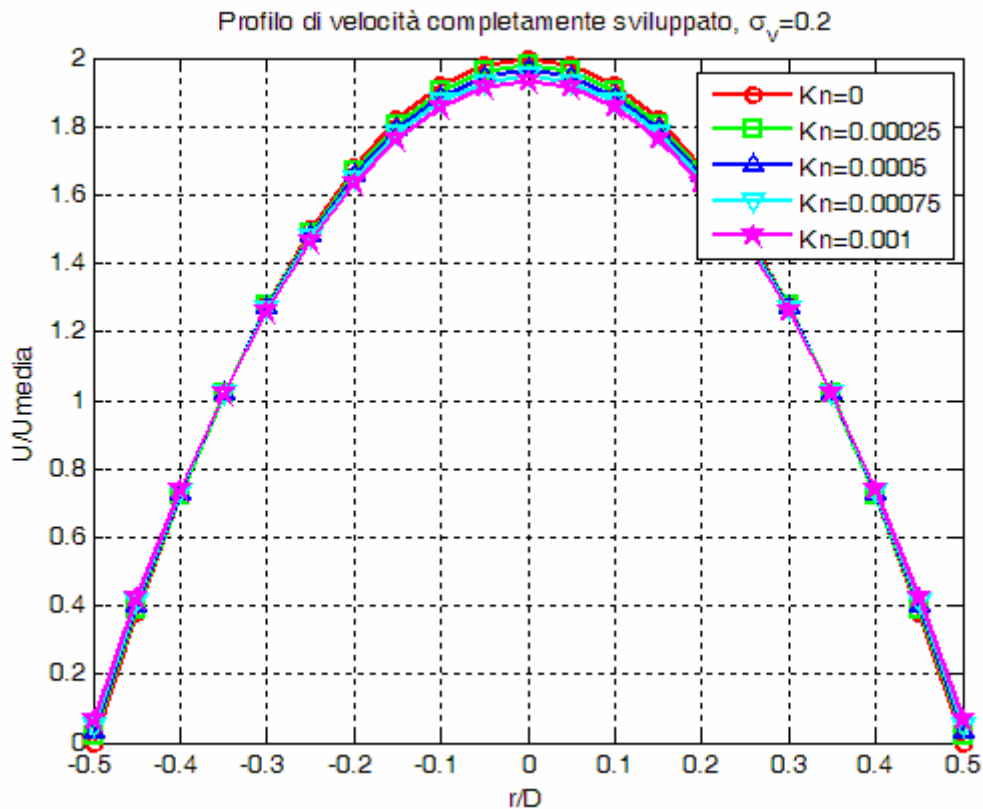


Figura 2.6: Profilo di velocità al variare del numero di Knudsen ($0 \leq Kn \leq 0.001$), $\sigma_v = 0.2$.

Le figure 2.7 e 2.8 mostrano come per $0 \leq Kn \leq 0.1$ le differenze tra profili di velocità siano più sostanziali, in particolar modo diminuendo il *TMAC*. Le variazioni percentuali che si ottengono sono dell'ordine del 20% nel caso di $\sigma_v = 1$ tra $Kn = 0$ e $Kn = 0.1$, figura 2.7; mentre considerando la figura 2.8, caso di $\sigma_v = 0.6$, tra $Kn = 0$ e $Kn = 0.1$ la variazione percentuale raggiunge valori del 35% – 40%.

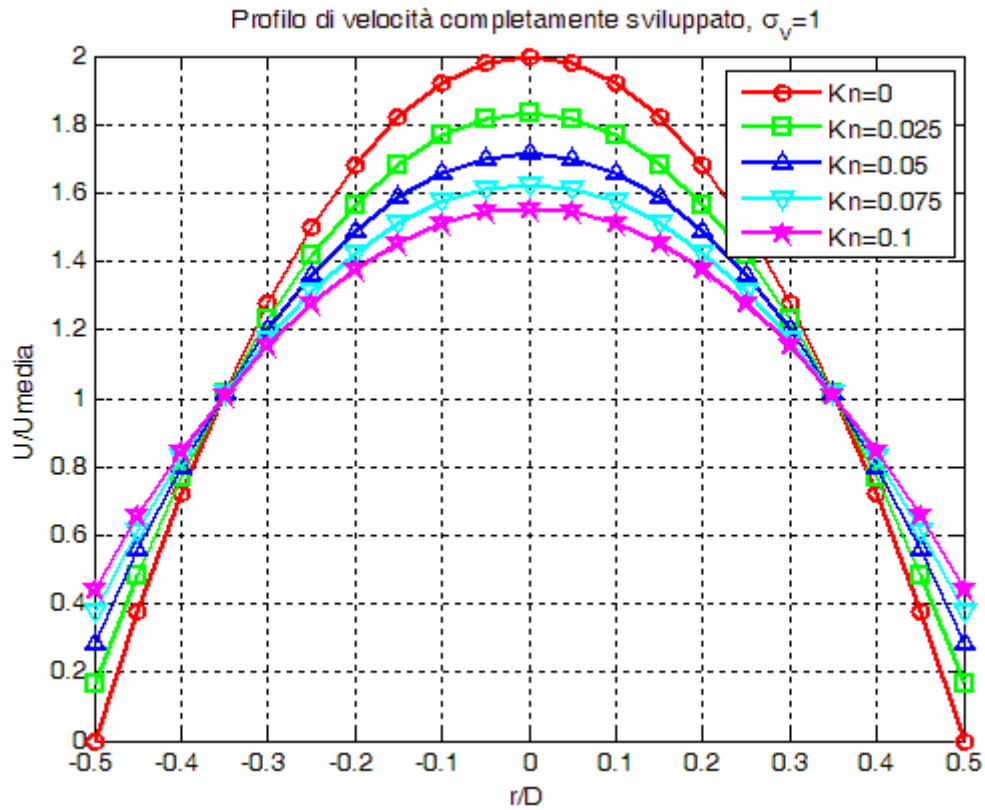


Figura 2.7: Profilo di velocità al variare del numero di Knudsen ($0 \leq Kn \leq 0.1$), $\sigma_v = 1$.

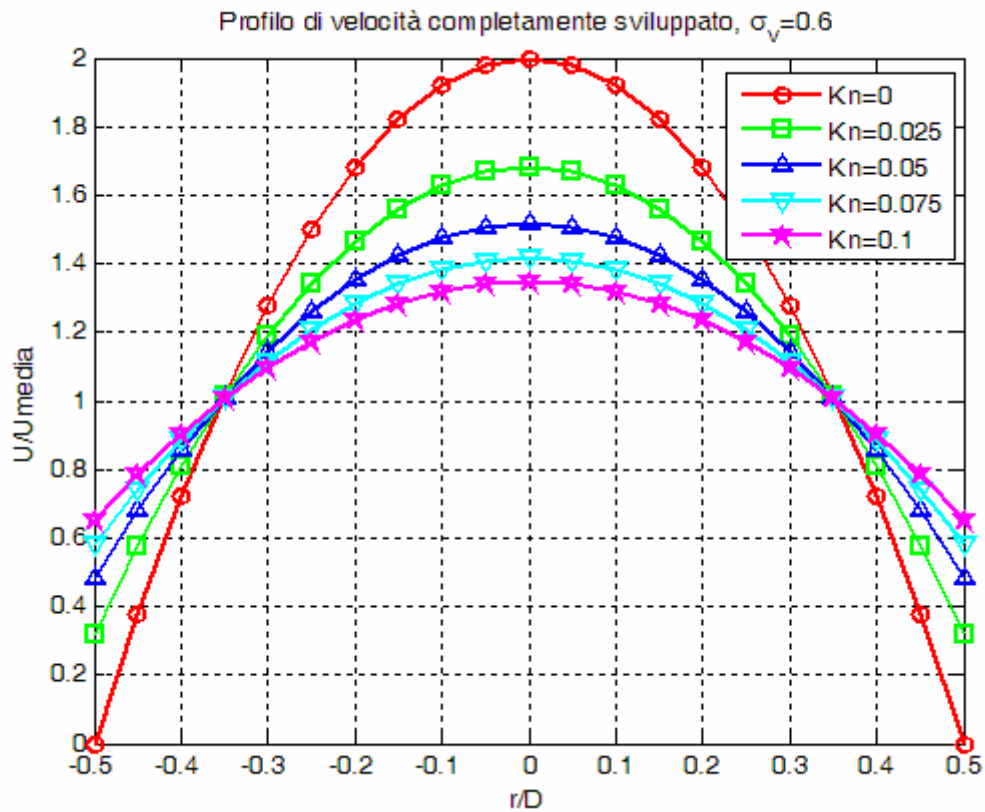


Figura 2.8: Profilo di velocità al variare del numero di Knudsen ($0 \leq Kn \leq 0.1$), $\sigma_v = 0.6$.

Infine possiamo ricavare, come detto, la portata in massa volumetrica:

$$Q = \pi R^2 u_{media} = -\frac{\pi R^4}{8 \mu} \frac{dp}{dx} \left(1 + 8 \frac{2 - \sigma_v}{\sigma_v} \cdot Kn \right) \quad (2.18)$$

Ricavando la portata nel caso di flusso con $Kn \rightarrow 0$ e dividendo la 2.18 per tale portata otteniamo una relazione importante :

$$\frac{Q}{Q_{NS}} = 1 + 8 \frac{2 - \sigma_v}{\sigma_v} Kn \quad (2.19)$$

L'importanza di tale espressione risiede nel fatto che ci fornisce indicazioni su come la velocità di scorrimento a parete incrementa la portata volumetrica calcolata col caso continuo.

Le successive figure 2.9 – 2.11, riportano rispettivamente il rapporto tra le portate volumetriche, calcolate tenendo conto o no della velocità di scorrimento a parete; la velocità massima in corrispondenza della linea di mezzeria e la velocità di scorrimento a parete. Ogni figura è funzione del numero di Knudsen e della finitura superficiale.

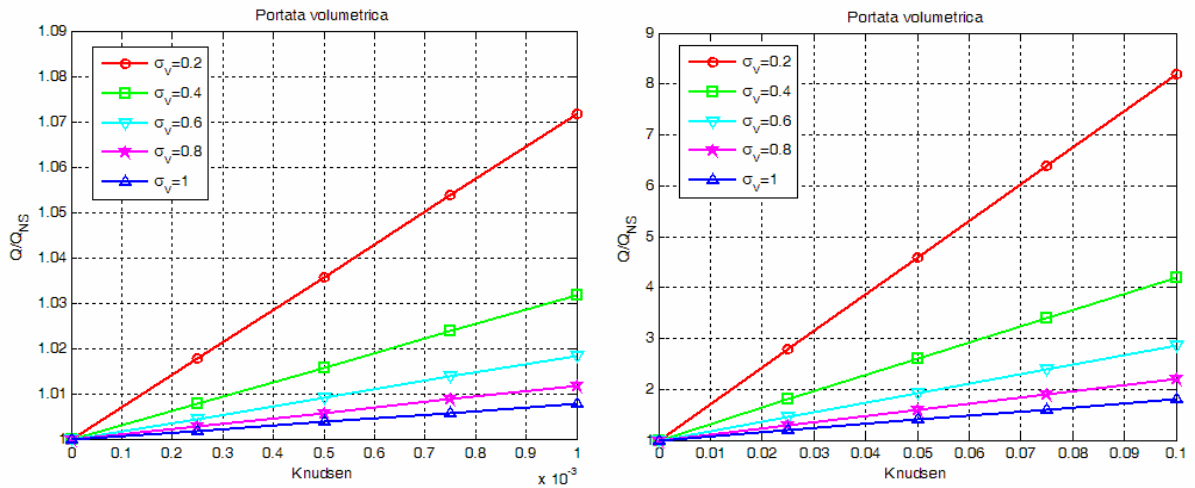


Figura 2.9: Portata volumetrica in funzione del Knudsen per diverse rifiniture superficiali.

È interessante notare come per $0 \leq Kn \leq 0.001$, e quindi nell'ipotesi di continuità del fluido, le portate calcolate tenendo conto della velocità di scorrimento a parete oppure no, differiscono di pochi punti percentuali. Per valori di Knudsen più elevati, figura 2.9 a destra, gli errori sulle portate che si commettono sono invece decisamente più elevati.

2 - Problematiche relative a flussi rarefatti e viscosi

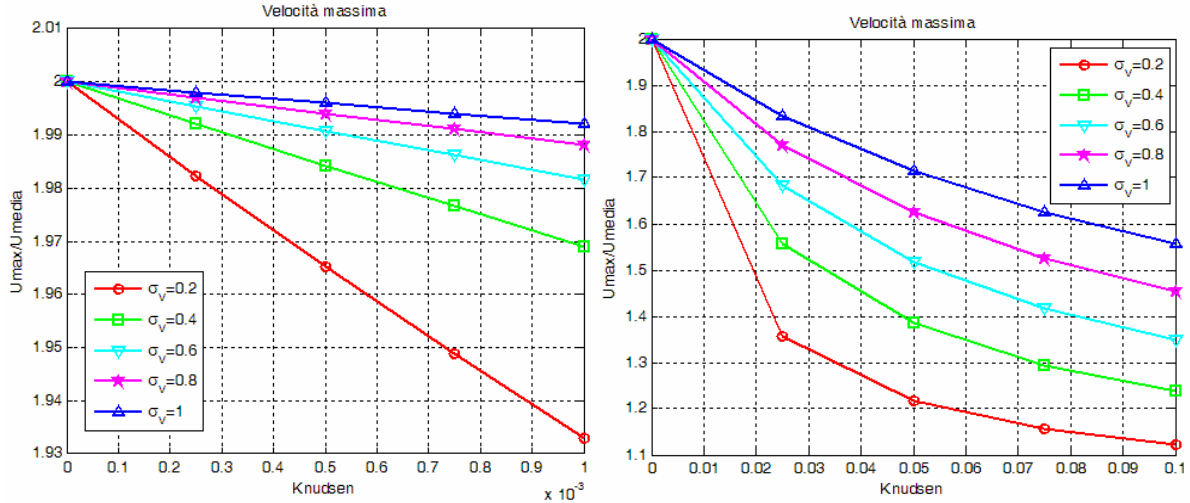


Figura 2.10: Velocità massima in funzione del Knudsen per diverse rifiniture superficiali.

Come per il caso delle portate, anche la velocità massima risente maggiormente degli effetti di scorrimento a parete per valori di Knudsen elevati, come era da aspettarsi d'altronde, fornendo risultati che in alcuni casi sono inferiori del 50% rispetto alla teoria classica.

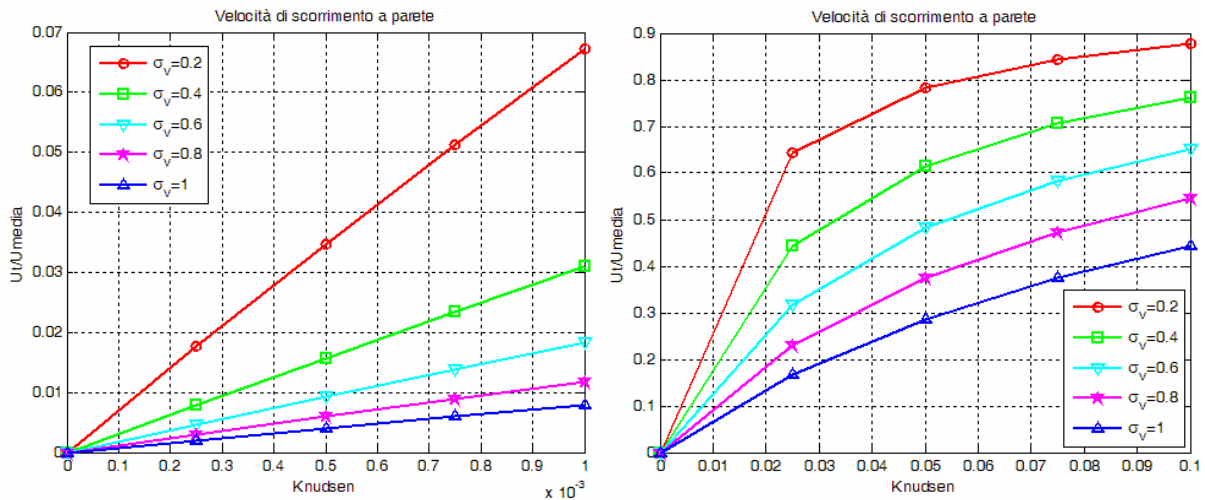


Figura 2.11: Slip Velocity a parete in funzione del Knudsen per diverse rifiniture superficiali.

Valutiamo infine gli effetti degli sforzi a parete, ottenuti sostituendo l'espressione della velocità di scorrimento a parete in funzione della velocità media, equazione 2.17, nell'equazione 2.9:

$$\tau_t = \frac{\bar{\mu} \bar{u}}{\left(\frac{2-\sigma_v}{\sigma_v}\right) \ell} \frac{8 \left(\frac{2-\sigma_v}{\sigma_v}\right) Kn}{\left(1 + 8 \frac{2-\sigma_v}{\sigma_v} Kn\right)} = \frac{8 \bar{\mu} \bar{u}}{D \left(1 + 8 \frac{2-\sigma_v}{\sigma_v} Kn\right)}$$

Ricordando poi la definizione di numero di Reynolds (eq. 2.4) otteniamo infine la seguente espressione:

$$\tau_t = \frac{8 \mu^2 \text{Re}}{\rho D^2 \left(1 + 8 \frac{2-\sigma_v}{\sigma_v} Kn\right)} \quad (2.20)$$

Ancora una volta calcolando il limite di tale espressione per $Kn \rightarrow 0$, otteniamo il caso relativo al modello continuo. Risulta interessante vedere, nel range di flusso laminare del numero di Reynolds, l'effetto degli sforzi viscosi a parete poiché di fatto essi forniscono un'idea delle perdite viscose all'interno del flusso ovvero perdite di pressione totale.

Le figura 2.12 e 2.13, nel range di Reynolds $200 \leq \text{Re} \leq 1000$, mostrano l'andamento degli sforzi a parete e il rapporto adimensionalizzato rispetto agli sforzi a parete nel caso continuo, per due diverse finiture superficiali, rispettivamente avente $\sigma_v = 1$ e $\sigma_v = 0.4$.

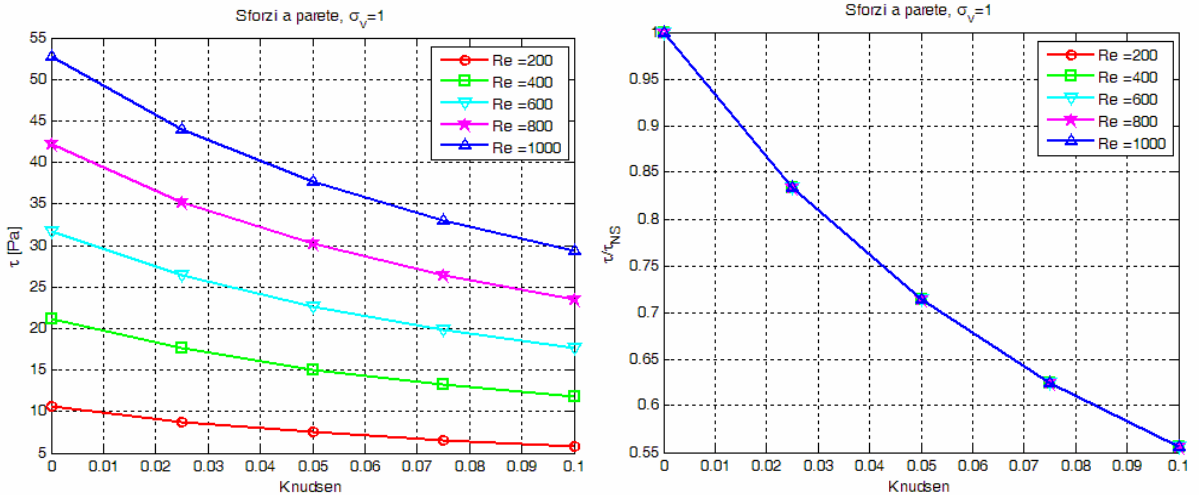


Figura 2.12: Sforzi a parete in funzione del Knudsen per diversi Reynolds e $\sigma_v = 1$.

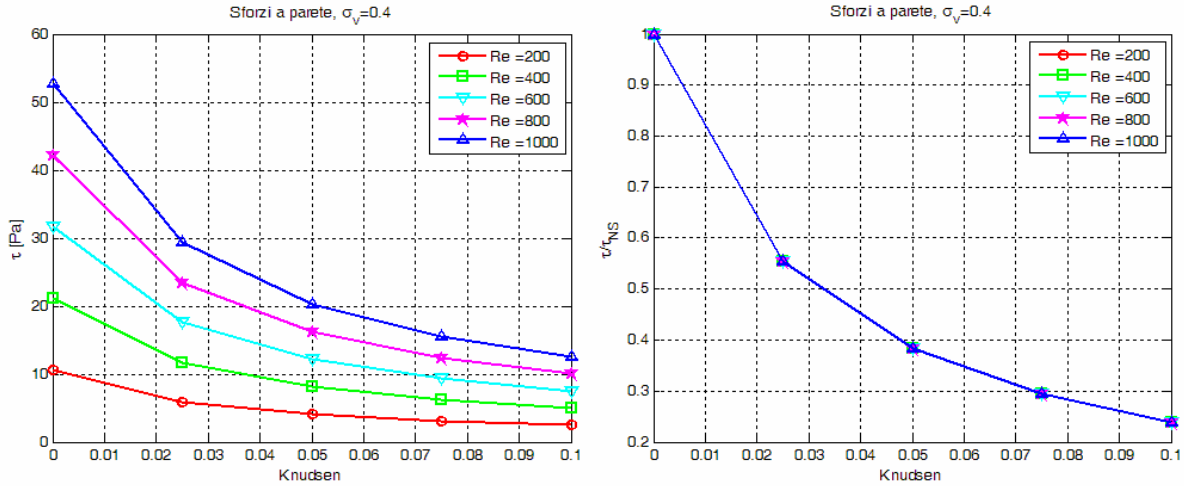


Figura 2.13: Sforzi a parete in funzione del Knudsen per diversi Reynolds e $\sigma_v = 0.4$.

In questo caso la diminuzione degli sforzi all'aumentare del numero di Knudsen, produce un effetto benefico poiché di fatto si riducono gli sforzi a parete. Occorre precisare che tali risultati possono essere tranquillamente ricavati anche nel caso di flusso all'interno di piastre parallele, considerando però come lunghezza caratteristica il diametro equivalente della sezione (si veda il capitolo successivo per la definizione), a partire dalla equazione 2.11 scritta in coordinate cartesiane.

2.6 LUNGHEZZA DI SVILUPPO IDRODINAMICO

Cerchiamo adesso di capire cosa comporta l'approssimazione di flusso completamente sviluppato considerato fino adesso. Per far questo dovremo cercare di stimare quanto è la sua lunghezza in proporzione alla lunghezza del dispositivo in esame. A tal fine utilizziamo dei modelli proposti in letteratura [10], e in particolar modo le equazioni proposte da Atkinson (eq. 2.21), relazione lineare tra lunghezza di sviluppo adimensionalizzata e numero di Reynolds, e Chen (eq. 2.22), relazione non lineare sempre tra lunghezza di sviluppo adimensionalizzata e numero di Reynolds.

$$\frac{L}{D} = 0.59 + 0.056 \text{Re} \quad (2.21)$$

$$\frac{L}{D} = \frac{0.60}{0.035 \text{Re} + 1} + 0.056 \text{Re} \quad (2.22)$$

Le equazioni appena riportate, valgono nel caso di flusso all'interno di un condotto circolare avente diametro D , mentre L rappresenta la lunghezza di sviluppo idrodinamico.

Nel caso invece di flusso tra due piastre parallele poste a distanza H tra loro Atkinson e Chen propongono invece le seguenti equazioni:

$$\frac{L}{D_e} = 0.3125 + 0.011 \text{Re} \quad (2.23)$$

$$\frac{L}{D_e} = \frac{0.315}{0.0175 \text{Re} + 1} + 0.011 \text{Re} \quad (2.24)$$

Dove D_e rappresenta il diametro equivalente. Le figure 2.14 e 2.15 mostrano rispettivamente, in funzione del numero di Reynolds, la lunghezza di sviluppo idrodinamico adimensionalizzata rispetto al diametro nel caso di condotto a sezione circolare o di piastre parallele.

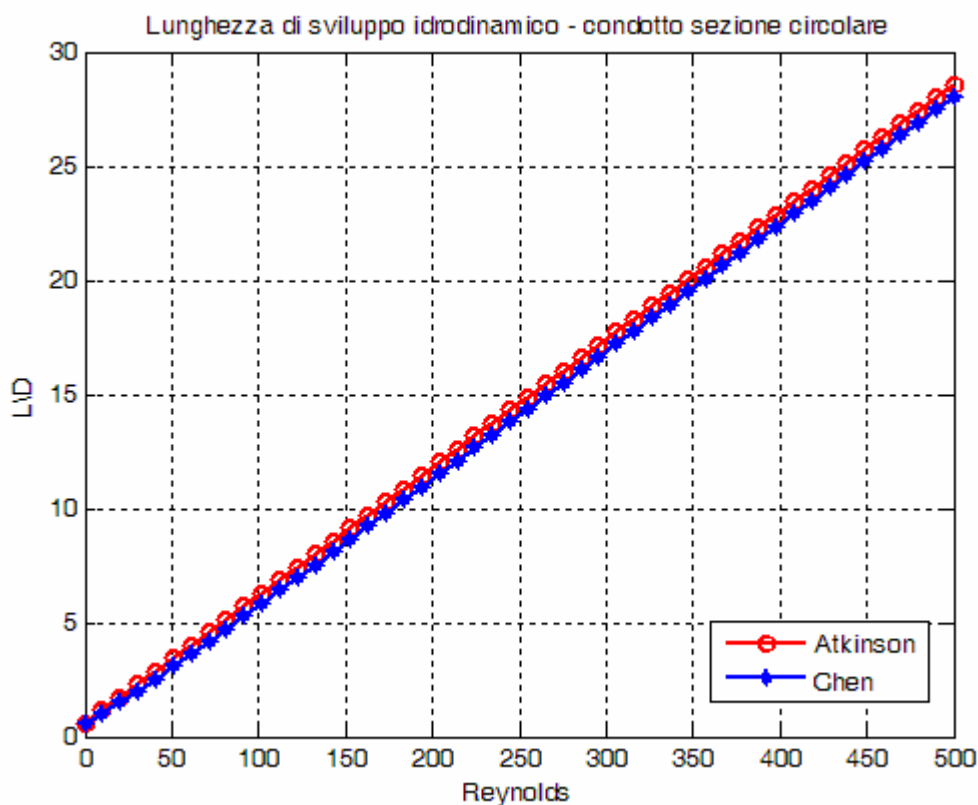


Figura 2.14: Lunghezza di sviluppo idrodinamica adimensionalizzata (sezione circolare).

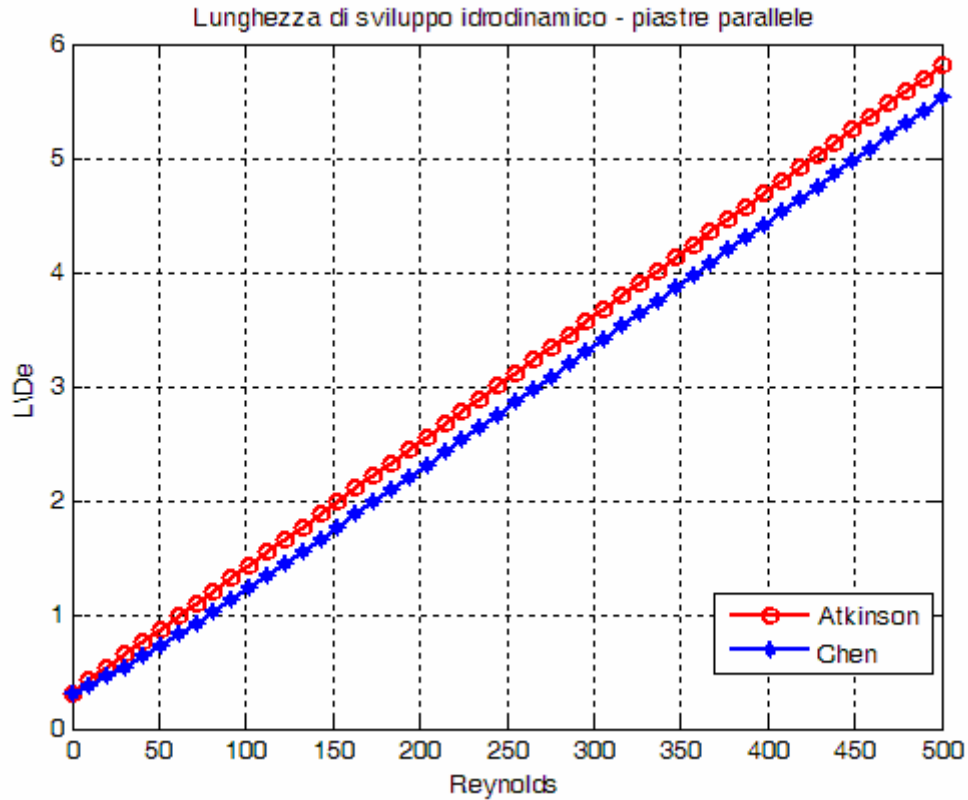


Figura 2.15: Lunghezza di sviluppo idrodinamica adimensionalizzata (piastra).

Le due equazioni proposte modellano bene la lunghezza di sviluppo idrodinamico, ma non tengono effetto degli effetti di non continuità, poiché non considerano il numero di Knudsen.

Al fine di valutare correttamente tale lunghezza viene proposta un'ulteriore equazione di seguito riportata [12]:

$$\frac{L}{D_e} = \frac{0.332}{0.0271\text{Re}+1} + 0.011\text{Re} \left(\frac{1+14.78\left(\frac{2-\sigma_v}{\sigma_v}Kn\right)}{1+9.78\left(\frac{2-\sigma_v}{\sigma_v}Kn\right)} \right) \quad (2.25)$$

L'equazione 2.25 si riduce all'equazione 2.24 per $Kn \rightarrow 0$, mentre sostanziali differenze si osservano all'aumentare del numero di Knudsen, come mostrato in figura 2.16.

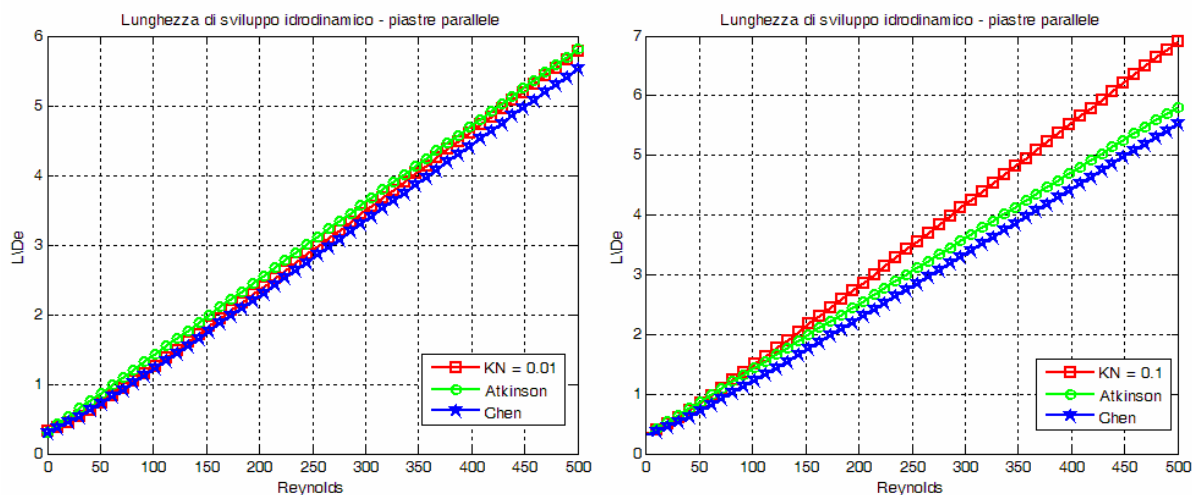


Figura 2.16: Lunghezza di sviluppo idrodinamica adimensionalizzata rispetto al diametro al variare del numero di Knudsen.

I grafici mostrano come all'aumentare del numero di Knudsen la lunghezza di sviluppo idrodinamica adimensionalizzata aumenta. Come si vede nel grafico di figura 2.16 a sinistra, non si commettono errori apprezzabili per numeri di Knudsen intorno al valore 0.01.

In tabella 2.2 vengono riportati i valori di lunghezza di sviluppo idrodinamica adimensionalizzati rispetto al diametro al variare del numero di Reynolds e del numero di Knudsen.

Resta ora da chiedersi se nello studio dei microdispositivi e in particolar modo dei microthruster la lunghezza di sviluppo idrodinamico possa essere trascurata oppure no e inoltre sotto quali condizioni e con che livello di approssimazione risulta possibile modellare tali flussi. In sostanza dobbiamo cercare di rispondere alla seguente domanda: è possibile ottenere dei dati attendibili, in termini fluidodinamici e conseguentemente propulsivi, trascurando gli effetti di sviluppo e propagazione dello strato limite e di rarefazione introdotti dal basso valore dei numeri di Reynolds e dagli alti valori del numero di Knudsen.

Reynolds	Knudsen				
	0	0,025	0,05	0,075	0,1
	L/Dh	L/Dh	L/Dh	L/Dh	L/Dh
1	0,3342	0,3353	0,3361	0,3366	0,3370
10	0,3712	0,3823	0,3897	0,3950	0,3990
20	0,4353	0,4574	0,4722	0,4829	0,4909
50	0,6910	0,7462	0,7833	0,8100	0,8300
75	0,9345	1,0173	1,0730	1,1129	1,1430
100	1,1895	1,3000	1,3742	1,4274	1,4675
125	1,4507	1,5888	1,6815	1,7481	1,7982
150	1,7155	1,8813	1,9926	2,0725	2,1326
200	2,2517	2,4727	2,6211	2,7276	2,8078
250	2,7927	3,0689	3,2544	3,3876	3,4878
300	3,3364	3,6678	3,8904	4,0502	4,1705
350	3,8817	4,2684	4,5281	4,7145	4,8549
400	4,4280	4,8700	5,1668	5,3799	5,5403
450	4,9752	5,4723	5,8063	6,0460	6,2264
500	5,5228	6,0752	6,4463	6,7126	6,9131

Tabella 2.2: Lunghezza di sviluppo idrodinamica adimensionalizzata rispetto al diametro in funzione del numero di Reynolds, al variare del numero di Knudsen.

Da quanto emerso fin adesso possiamo dire che nei limiti di numeri di Knudsen inferiori a 0.03 gli errori che si comettono in termini percentuali sono pressoché trascurabili, mentre per quanto riguarda lo sviluppo e propagazione dello strato limite, un modello che tenga conto di tali effetti, soprattutto in virtù dei bassi numeri di Reynolds e quindi degli effetti di natura viscosa a parete, pare inevitabile poiché la conoscenza degli sforzi tangenziali consente di ottenere con una buona stima le perdite di pressione totale lungo il condotto divergente, il cui scopo è quello di convertire energia in pressione in energia cinetica. Tale aspetto verrà affrontato nel capitolo successivo.

CONCLUSIONI

Il modello tradizionale di Navier-Stokes con condizione al contorno di no-slip è adottabile solo per un certo range di parametri che governano il flusso. Tale modello infatti si basa su due condizioni:

- Assunzione del fluido come continuo: tale condizione è garantita quasi sempre poiché di solito ci sono più di un milione di molecole nel più piccolo volume in cui avvengono variazioni macroscopiche apprezzabili;
- Il flusso non è troppo lontano dalle condizioni di equilibrio termodinamico: tale condizione è soddisfatta se c'è un sufficiente numero di collisioni tra molecole durante un periodo di tempo piccolo se comparato con il più piccolo *time-scale* per la variazione delle proprietà del flusso. Durante questo periodo di tempo mediamente le molecole si saranno spostate di una distanza piccola se comparata con la più piccola lunghezza di scala del flusso.

Per i gas il numero di Knudsen determina il grado di rarefazione e l'applicabilità dei modelli tradizionali per lo studio del flusso. Per $Kn \rightarrow 0$, le scale dei tempi e delle lunghezze degli scontri tra molecole sono nulle o trascurabili se comparate alle scale del flusso, e la distribuzione di velocità di ogni elemento del fluido si porta istantaneamente nello stato di equilibrio termodinamico appropriato alle proprietà macroscopiche locali a cui la molecola si muove attraverso il campo fluido. Dal punto di vista del continuo, il flusso è isentropico e conduzione del calore, diffusione e dissipazione viscosa scompaiono portando alle equazioni del moto di Eulero. A piccoli ma finiti valori di Kn , le equazioni di Navier-Stokes descrivono uno stato di quasi-equilibrio e flusso continuo. Fenomeni di *Slip Flow* devono essere presi in considerazione per $Kn \geq 0.001$. La condizione al contorno di slip è lineare in Kn fino al valore di $Kn = 0.1$, dopo di che prevalgono effetti di non linearità [9]. Nel regime di transizione tra $0.1 \leq Kn \leq 10$ le relazioni lineari, “*stress – rate of strain*” e “*heat flux – temperature gradient*”, necessarie per chiudere le equazioni di Navier-Stokes, cessano di esistere ed equazioni continue alternative (eq. Burnett) o modelli molecolari devono essere utilizzati. Sempre nel regime di transizione, la bassa rarefazione dei gas e l'assunzione del caos molecolare rendono difficile la soluzione delle equazioni di Boltzmann consigliando per la risoluzione di tali problemi simulazioni fisiche tipo metodi Monte Carlo. Nel regime di flusso libero molecolare $Kn \geq 10$, l'integrale di collisione non lineare è trascurabile e le equazioni di Boltzmann sono drasticamente semplificate [9].

L'ipotesi di flusso completamente sviluppato se da una parte consente di effettuare una stima dei valori di velocità, portate e sforzi a parete all'interno di condotti, dall'altra non fornisce informazioni nelle primissime zone del condotto stesso dove il flusso è tutt'altro che sviluppato. Infatti il flusso può essere studiato come completamente sviluppato ma solo a partire da un certo punto in poi: è questo il significato della lunghezza di sviluppo idrodinamica adimensionalizzata rispetto al diametro (si vedano i valori della tabella 2.2).

2 - Problematiche relative a flussi rarefatti e viscosi

Tale ipotesi di fatto aiuta solo nel caso di condotti relativamente lunghi, tale per cui la lunghezza di sviluppo idrodinamica adimensionalizzata può essere trascurata rispetto alla lunghezza totale del dispositivo in cui si trova a transitare il fluido.

Concludiamo dicendo che i flussi gassosi in microdispositivi sono spesso comprimibili. Gli effetti viscosi possono causare quindi elevate perdite di pressione lungo i condotti e, di conseguenza, riduzioni o comunque variazioni di densità all'interno dello stesso tale da far sì che diversi regimi di numero di Knudsen possono verificarsi.

3

Modellazione e analisi numerica dei microthruster

3.1 DEFINIZIONE DEI PARAMETRI PROPULSIVI

La propulsione nello spazio è realizzata per mezzo dell'accelerazione di un fluido di lavoro nella direzione opposta a quella della spinta. Un propulsore che sfrutta un fluido di lavoro ed una fonte energetica entrambi inclusi nel velivolo viene detto endoreattore.

La spinta è la forza propulsiva generata attraverso l'espulsione di gas ad alta velocità. Tale grandezza nasce in virtù del principio di azione e reazione applicato ad un volume di controllo. All'azione con la quale l'endoreattore espelle i gas corrisponde, per il terzo principio della dinamica, una forza uguale e contraria che i gas esercitano sull'endoreattore. L'entità di tale forza può essere calcolata a partire dal principio di conservazione della quantità di moto. La formula per la determinazione della spinta completa è la seguente [14]:

$$F = \dot{m} u_e + (p_e - p_a) A_e = \rho_e u_e^2 A_e + (p_e - p_a) A_e \quad (3.1)$$

Dove F è la forza generata, misurata in Newton, da un endoreattore che espelle la portata in massa \dot{m} , misurata in kg/s, alla velocità di uscita u_e , espressa in m/s, attraverso una sezione d'uscita A_e , espressa in m², alla pressione di uscita p_e che scarica in un ambiente alla pressione p_a , espresse in Pa e ρ_e è la densità in uscita del gas espulso misurata in kg/m³.

Si definisce impulso totale, misurato in $N \cdot s$, l'integrale della spinta prodotta tra l'istante di accensione e quello di spegnimento:

$$I_{tot} = \int_0^t F dt \quad (3.2)$$

Di conseguenza l'impulso specifico, misurato in secondi, si calcola come il rapporto tra l'impulso totale e l'unità di peso del propellente ovvero come rapporto tra spinta fornita e portata in massa espulsa dall'endoreattore moltiplicata per la costante di gravità:

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m} g_0} \quad (3.3)$$

Fisicamente l'impulso specifico fornisce un'idea del contenuto energetico del propellente poiché esso indica per quanto tempo 1 kg di un dato propellente, espulso nell'unità di tempo, fornisce una spinta di 1 N. In tabella 3.1 si riportano gli impulsi specifici di alcuni tipi di propellente.

Come vedremo in seguito, nei piccoli satelliti è di rilevante importanza anche il volume e la massa dell'impianto di stoccaggio del propellente; in questo caso le prestazioni vengono valutate in termini di impulso specifico volumetrico definito come:

$$I_{sp}^{vol} = \frac{I_{tot}}{V_{prop}} = I_{sp} \cdot \rho_{prop} \cdot g_0 \quad (3.4)$$

Dove V_{prop} è il volume di propellente espresso in m^3 e ρ_{prop} è la densità del propellente stoccato a bordo.

Tipo di Propellente	Peso molecolare [amu]	Impulso specifico [s]	Fase stoccaggio	Densità stoccaggio [kg/ m ³]	Impulso specifico volumetrico [kNs/m ³]
H ₂	2	800	Gas	19	149
He	4	400	Gas	42	165
NH ₃	17	250	Liquido	600	1470
H ₂ O	18	150	Liquido	1000	1470
N ₂	28	<100	Gas	280	302
N ₂ H ₄	32	300	Liquido	1000	2940
Ar	40	80	Gas	440	345
Xe	131	65	Gas	1600	1019

Tabella 3.1: Impulsi specifici per alcuni tipi di propellente.

Si osserva come l'idrogeno, noto per il propellente a più alto impulso specifico, ha l'impulso specifico volumetrico peggiore; mentre lo Xeno, nonostante un basso impulso specifico, presenta valori di impulso specifico volumetrico paragonabili a quelli dell'ammoniaca e dell'acqua. L'idrazina presenta sia un elevato impulso specifico che un

elevato impulso specifico volumetrico; tuttavia la sua alta tossicità impone problemi di gestione ed elevati costi a terra.

La scelta del propellente è inoltre influenzata dalla pressione di stoccaggio e dalla complessità di gestione (ad es. propellente stivato in forma criogenica).

Cerchiamo adesso di capire quali sono i parametri che giocano un ruolo primario nell'ottimizzazione della spinta e dell'impulso specifico. Per fare questo risulta utile definire meglio i parametri che identificano tali grandezze ovvero la portata in massa e la velocità di efflusso del gas.

Senza appesantire eccessivamente la presente trattazione, si riportano le formule per il calcolo della portata in massa e della velocità di efflusso del gas, ricavate a partire dall'ipotesi di gas perfetto ed isentropico (adiabatico e non viscoso). Sotto tali ipotesi, e sfruttando l'equazione di continuità, è possibile ricavare la portata in massa nel seguente modo:

$$\dot{m} = \frac{p_0 \cdot A_g \cdot \sqrt{\gamma}}{\sqrt{\frac{R}{MM}} \cdot T_0} \cdot \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}} \quad (3.5)$$

Dove A_g rappresenta l'area di gola (throat) espressa in m^2 , ovvero la sezione del dispositivo avente sezione minima, mentre tutti gli altri parametri sono stati definiti nei paragrafi precedenti. Dall'equazione 3.5 si deduce come per un dato propellente, e quindi per valori fissi del peso molecolare (MM) e del rapporto tra i calori specifici (γ), la portata in massa è direttamente proporzionale alla pressione di esercizio e alla sezione di gola, mentre risulta inversamente proporzionale alla radice quadrata della temperatura del gas. Quindi nel campo dei micropropulsori risulta evidente come pressioni e dimensioni di gola debbano essere il più possibile piccole. Tale affermazione risulta in contrasto con quanto detto nel capitolo 2, in cui si preferivano pressioni alte al fine di limitare il più possibile fenomeni di rarefazione dei gas. In seguito vedremo come raggiungere una situazione di compromesso.

La definizione di entalpia totale ci porta invece a definire la velocità di efflusso nel modo seguente:

$$u_e = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \cdot \frac{R \cdot T_0}{MM} \cdot \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_0} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \right]} \quad (3.6)$$

Anche in questo caso, per un dato tipo di propellente, la velocità di efflusso sarà tanto più alta quanto più il contenuto energetico del propellente, ovvero la temperatura totale del gas, sarà alta e tanto più il rapporto p_e/p_0 risulta basso. Affinché il rapporto tra le pressioni di uscita e di ingresso sia basso è preferibile avere alti rapporti tra la sezione di uscita e la sezione di gola, come mostrato chiaramente dalle equazione seguenti:

$$\frac{p_0}{p_e} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (3.7)$$

$$\frac{A_e}{A_g} = \frac{1}{M_e} \left(\frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2}} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (3.8)$$

Sostituendo adesso l'equazione 3.5 e 3.6 nell'espressione della spinta otteniamo:

$$F = p_0 \cdot A_g \cdot \gamma \cdot \sqrt{\frac{2}{\gamma-1} \cdot \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{(\gamma-1)}} \cdot \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_0} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \right]} + (p_e - p_a) A_e \quad (3.9)$$

Tale espressione, oltre a mostrare chiaramente l'indipendenza della spinta dalla temperatura ci consente di definire un parametro adimensionale, il coefficiente di spinta che rappresenta le proprietà di espansione dell'ugello:

$$C_F = \frac{F}{p_0 \cdot A_g} = \gamma \cdot \sqrt{\frac{2}{\gamma-1} \cdot \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{(\gamma-1)}} \cdot \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_0} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \right]} + \frac{(p_e - p_a) A_e}{p_0 A_g} \quad (3.10)$$

Quindi C_F dipende dal rapporto dei calori specifici, dal rapporto delle aree e dal rapporto di pressioni.

Riprendiamo adesso l'equazione 3.3 riscritta tenendo conto del coefficiente di spinta otteniamo che:

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m} g_0} = \frac{1}{g_0} \frac{p_0 A_g}{\dot{m}} C_F = \frac{1}{g_0} c^* C_F \quad (3.11)$$

Avendo definito con c^* , velocità caratteristica la seguente grandezza:

$$c^* = \frac{p_0 A_g}{\dot{m}} \quad (3.12)$$

L'impulso specifico risulta quindi proporzionale al coefficiente di spinta C_F e alla velocità caratteristica c^* . Tale velocità dipende dalle caratteristiche del propellente e dalla temperatura e rappresenta un'energia disponibile per l'accelerazione del flusso nell'ugello. Il coefficiente di spinta è invece una misura di quanto tale energia disponibile viene definita in energia cinetica. L'impulso specifico quindi cresce al crescere della temperatura del propellente e al diminuire del peso molecolare del propellente stesso. In base a questi risultati si può osservare che una volta scelto il tipo di propellente, e quindi di fatto la temperatura di esercizio, la massa molare e il rapporto dei calori specifici, le prestazioni dipendono essenzialmente dal rapporto di espansione dell'ugello. Come vedremo a breve nel caso dei microthruster il rapporto di espansione dell'ugello risulta sensibilmente diverso dai rapporti di espansione degli ugelli tradizionali a causa delle perdite viscosse notevolmente preponderanti rispetto ai razzi tradizionali.

Definiamo infine l'efficienza di spinta, di impulso specifico e di massa, rispettivamente nel seguente modo e utilizzate in seguito:

$$\begin{aligned}\varepsilon_F &= \frac{F_{numerica}}{F_{ideale}} \\ \varepsilon_{Isp} &= \frac{Isp_{numerico}}{Isp_{ideale}} \\ \varepsilon_m &= \frac{\dot{m}_{numerico}}{\dot{m}_{ideale}}\end{aligned}\tag{3.13}$$

Come è abbastanza intuibile, tali efficienze possono essere anche utilizzate nel caso sperimentale semplicemente considerando al numeratore di tali espressioni il valore effettivamente misurato durante i test, cosa che verrà effettuata nel capitolo 5 per confrontare i risultati delle simulazioni con quelli sperimentali.

3.2 IMPORTANZA DEGLI EFFETTI VISCOSI NEI MICROTHRUSTER

Nel capitolo precedente abbiamo visto come il numero di Reynolds altro non è che il rapporto tra le forze d'inerzia e le forze viscosi. Flussi a basso numero di Reynolds implicano flussi con elevati sforzi viscosi e di conseguenza, poichè gli sforzi viscosi sono di natura superficiale, flussi dominati dagli effetti di superficie. Per comprendere meglio tale fenomeno consideriamo un microthruster, alimentato ad azoto allo stato gassoso di, sezione rettangolare (in seguito si vedrà il perché di tale sezione) avente diametro di gola di 50 μm e uno spessore costante di 200 μm , operante alla temperatura di ristagno di 300 K ($\gamma = 1.4$) e alla pressione di 0.1 MPa ($\rho_0 = 1.12 \text{ kg/m}^3$). Sfruttando le equazioni viste nei paragrafi precedenti siamo in grado di ricavare la pressione, densità, temperatura e velocità nella sezione di gola (indicate con il simbolo *), dove per definizione il numero di Mach è unitario, ottenendo:

$$T^* = T_0 \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right) = 0.833 \cdot T_0 = 250 \text{ K}$$

$$P^* = P_0 \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} = 0.528 \cdot P_0 = 52800 \text{ Pa}$$

$$\rho^* = \rho_0 \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{1}{\gamma - 1}} = 0.633 \cdot \rho_0 = 0.71 \text{ kg/m}^3$$

$$u^* = \sqrt{\gamma R_g T^*} = 322 \text{ m/s}$$

Calcoliamo adesso il numero di Reynolds e il numero di Knudsen:

$$Re = \frac{\rho^* \cdot u^* \cdot D^*}{\mu} = \frac{0.71 \cdot 322 \cdot 50 \times 10^{-6}}{1.75 \times 10^{-5}} \approx 653$$

$$Kn = \frac{KT^*}{\sqrt{2\pi} p^* \sigma^2 D^*} = 0.0021$$

Il numero di Reynolds può anche essere visto come il rapporto tra la portata in massa di propellente e la viscosità del fluido moltiplicata per lo spessore del microthruster:

$$Re = \frac{\rho \cdot u \cdot D \cdot H}{\mu \cdot H} = \frac{\rho \cdot u \cdot A}{\mu \cdot H} = \frac{\dot{m}}{\mu \cdot H} \quad (3.14)$$

Utilizzando tale modo di scrivere il numero di Reynolds è possibile ricavare la portata in massa del microthruster, che nel nostro caso sarà:

$$\dot{m} = Re \cdot \mu \cdot H = 653 \cdot 1.75 \times 10^{-5} \cdot 200 \times 10^{-6} = 2.28 \text{ mg/s}$$

A questo punto, fissato il rapporto tra l'area di uscita e l'area di gola sarebbe possibile teoricamente ricavare la spinta. In realtà l'informazione che si otterrebbe sul valore della spinta non risulterebbe accurata, poiché essendo in un regime a basso Reynolds andrebbero

calcolate le perdite viscosse. Per comprendere il significato di tutto questo è utile analizzare il rapporto superficie-volume del dispositivo in esame. Consideriamo due dispositivi, il primo avente dimensione caratteristica di 1m (razzi convenzionali) il secondo avente dimensione caratteristica di 1 μm (tipico dei microdispositivi). Nel primo caso il rapporto superficie-volume risulta essere 1 m^{-1} mentre nel secondo caso risulta 10^6 m^{-1} denotando quindi come gli effetti di superficie non possano essere trascurati. Per effetti di superficie intendiamo tutte quelle grandezze che in un qualche modo dipendono o nascono a causa della presenza di una superficie, e tra queste possiamo citare gli attriti che altro non sono, nella fattispecie, delle forze superficiali. La conoscenza degli sforzi a parete e quindi dei fenomeni di attrito viscoso, consente di comprendere meglio l'importanza di fenomeni tipo lo sviluppo e la propagazione dello strato limite. Il modello ideale di flusso non viscoso, in cui venivano trascurati gli effetti viscosi, non può essere più utilizzato, poiché di fatto non fornisce indicazioni veritiere al fine di calcolare i parametri propulsivi quali spinta e d'impulso specifico. D'altra parte l'ipotesi di flusso completamente sviluppato a partire dalla sezione di gola, il quale consentirebbe come visto nel capitolo 2 di stimare le perdite viscosse, non rappresenta la reale natura dei fenomeni in gioco, poiché lo strato limite in prossimità della gola è sì presente ma non ha ancora raggiunto lo stato di completamente sviluppato. Va ricordato inoltre che le forze d'attrito sono proporzionali alla lunghezza del condotto e che di conseguenza aumentano all'aumentare della lunghezza del divergente. Alla base di quanto detto adesso risulta motivato il fatto di realizzare microthruster aventi una lunghezza del divergente piccola ovvero che lavorano con bassi valori di *area ratio*. Come vedremo a breve, la presenza dello strato limite introduce perdite viscosse di notevole entità che non consentono di ottenere thruster con elevato rapporto di aree, come avviene nei razzi di spinta generalmente maggiori di 10 N.

A tal proposito, proprio per tenere in considerazione tutti questi effetti visti fino adesso, per lo studio e l'ottimizzazione dei microthruster è stato sviluppato in ambiente Matlab un software che consente, a partire da dei parametri di ingresso, di ottenere ed ottimizzare la spinta e l'impulso specifici necessari. Prima di vedere nel dettaglio il programma ed esporre i risultati esponiamo le ipotesi e le equazioni utilizzate.

3.3 IPOTESI, DEFINIZIONI E MODELLO NUMERICO UTILIZZATI PER L'OTTIMIZZAZIONE DEI MICROTHRUSTER

Al fine di introdurre il modello utilizzato per le simulazione sui microdispositivi introduciamo le seguenti ipotesi e definizioni [14]:

Gas Ideale: sotto l'ipotesi di gas ideale, cioè termicamente e caloricamente perfetto, il comportamento del gas è descritto dall'equazione di stato:

$$p = \rho R_g T \quad (3.15)$$

Dove p è la pressione espressa in N/m^2 , ρ è la densità espressa in kg/m^3 , R_g è la costante del gas considerato data dal rapporto tra la costante universale dei gas ideali ($R=8314 \text{ J/(K}\cdot\text{kmol)}$) e il peso molecolare del gas considerato (MM) e T è la temperatura espressa in K . Ad esempio per l'azoto ($MM=28 \text{ kg/kmol}$) si ha $R_g=297 \text{ J/(K}\cdot\text{kg)}$.

Velocità del suono: per un gas ideale la velocità del suono, indicata con a , è determinata univocamente dalle proprietà del gas e dalla sua temperatura. Si può quindi esprimere a come una variabile di stato:

$$a = \sqrt{\gamma R_g T} \quad (3.16)$$

Dove γ è il rapporto tra i calori specifici a pressione costante e a volume costante rispettivamente C_p e C_v .

Grandezze Totali: si definiscono come condizioni di ristagno, o totali, le condizioni che il fluido assume quando è decelerato fino ad una velocità nulla. Tale processo può essere assunto:

- Adiabatico e senza scambio di lavoro (sotto tali condizioni si definiscono h_0, e_0, T_0, a_0);
- Adiabatico, ed in più isentropico, e ancora senza scambio di lavoro (sotto tali condizioni si definiscono p_0, ρ_0).

Riportiamo di seguito le relazioni fondamentali tra grandezze totali, grandezze statiche e numero di Mach:

$$\begin{aligned}T_0 &= T \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right) = T + \frac{u^2}{2C_p} \\p_0 &= p \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \\\rho_0 &= \rho \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \\a_0 &= a \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)^{\frac{1}{2}} \\e_0 &= e \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right) = e + \frac{u^2}{2\gamma} \\h_0 &= h \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right) = h + \frac{u^2}{2}\end{aligned} \tag{3.17}$$

Flusso quasi-monodimensionale stazionario: Grazie all'introduzione dell'ipotesi di flusso monodimensionale si possono studiare in modo semplificato i flussi in condotti con variazioni d'area, con attrito o con scambio di calore con l'esterno.

L'ipotesi di flusso monodimensionale implica:

- Proprietà costanti su ogni sezione trasversale del condotto (normale all'asse);
- Proprietà funzione di un'unica variabile spaziale (l'ascissa lungo l'asse del condotto).

Tale ipotesi rappresenta in genere in modo soddisfacente i valori medi del flusso. Si considera quindi la sola componente assiale della velocità.

Per scrivere le equazioni di conservazione di massa, quantità di moto ed energia in forma differenziale, per un flusso quasi monodimensionale stazionario, si considera lo schema in figura 3.1:

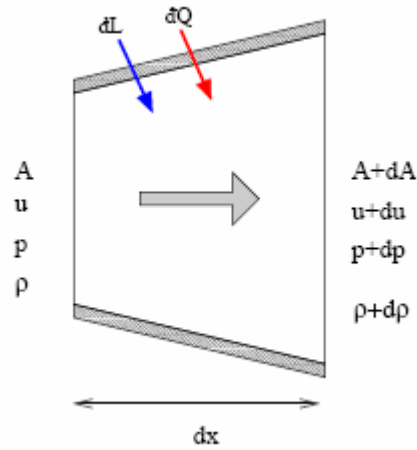


Figura 3.1: Volume di controllo per lo studio di un flusso quasi-monodimensionale.

Conservazione della massa: in condizioni stazionarie la massa di gas contenuta all'interno del volume di controllo rimane costante. Ciò impone la condizione che la portata di gas entrante nel volume di controllo deve essere pari alla portata uscente:

$$\dot{m} = \rho u A = (\rho + d\rho)(u + du)(A + dA) \quad (3.18)$$

Lo stesso principio di conservazione può essere scritto in forma logaritmica come:

$$\begin{aligned} d \ln(\rho u A) &= \frac{d(\rho u A)}{\rho u A} = 0 \\ d(\ln \rho + \ln u + \ln A) &= 0 \\ \frac{d\rho}{\rho} + \frac{du}{u} &= -\frac{dA}{A} \end{aligned} \quad (3.19)$$

Dove è stato portato a secondo membro il termine di variazione d'area per evidenziare che esso è un termine forzante, cioè sul quale si può agire (conformano opportunamente il condotto) per far variare nel modo desiderato le grandezze lungo il condotto.

Conservazione della Quantità di Moto: Analogamente, la variazione della quantità di moto che subisce il fluido attraversando il volume di controllo nell'unità di tempo, quindi la differenza tra quantità di moto uscente e quantità di moto entrante nell'unità di tempo, è pari alla risultante delle forze applicate sul fluido.

$$(\rho u A)(u + du) - (\rho u A)(u) = \sum F \quad (3.20)$$

La risultante delle forze applicate è costituita dalla somma delle forze di pressione agenti sul contorno del volume di controllo (sezione di ingresso, sezione di uscita, e parete) e delle forze di attrito agenti sulle pareti:

$$\sum F = pA - (p + dp)(A + dA) + \left(p + \frac{1}{2}dp\right)dA - dF_{\text{attrito}} \quad (3.21)$$

Semplificando e trascurando gli infinitesimi di ordine superiore:

$$\rho u A du = -A dp - dF_{\text{attrito}} \quad (3.22)$$

Dove $dF_{\text{attrito}} = \tau P dx$ (P indica il perimetro del condotto) e $\tau = \mu \frac{du}{dy}$ rappresentano rispettivamente le forze d'attrito e gli sforzi viscosi agenti sulla parete. Infine dividendo per $\rho A u^2$ si ha:

$$\frac{du}{u} + \frac{dp}{\rho u^2} = -\frac{dF_{\text{attrito}}}{\rho A u^2} \quad (3.23)$$

Nel caso di geometrie a sezione non circolare si preferisce utilizzare la nozione di diametro idraulico o equivalente espresso come:

$$D_e = \frac{4A}{P} \quad (3.24)$$

Dove P indica il perimetro, espresso in m. In seguito vedremo come esprimere gli sforzi a parete.

Conservazione dell'energia: Analogamente ai principi di conservazione di massa e quantità di moto, per il principio di conservazione dell'energia si può dire che la variazione di energia che subisce il fluido attraversando il volume di controllo nell'unità di tempo, quindi la differenza tra energia uscente e energia entrante nell'unità di tempo, è pari alla somma del

lavoro compiuto dalle forze applicate al fluido e del calore fornito al fluido dall'esterno. L'energia per unità di massa che entra nel condotto è pari alla somma di energia interna specifica ed energia cinetica specifica. Poiché nell'unità di tempo entra nel condotto la massa fluida pari alla portata \dot{m} e poiché, nell'ipotesi di flusso stazionario, le condizioni in ingresso e uscita non variano e la portata è costante lungo il condotto, la variazione di energia subita dal flusso attraverso il condotto è:

$$\dot{m} \left(e_2 + \frac{p_2}{\rho_2} + \frac{u_2^2}{2} \right) - \dot{m} \left(e_1 + \frac{p_1}{\rho_1} + \frac{u_1^2}{2} \right) = \dot{L} + \dot{Q} \quad (3.25)$$

ed è quindi pari alla somma di lavoro compiuto sul fluido e calore fornito al fluido nell'unità di tempo. Ricordando che il legame tra energia interna ed entalpia è $h = e + p / \rho$, e che la definizione di entalpia totale prevede $h_0 = h + u^2 / 2$ si ha:

$$\dot{m} (h_{02} - h_{01}) = \dot{Q} + \dot{L} \quad \text{oppure} \quad (h_{02} - h_{01}) = Q + L \quad (3.26)$$

avendo introdotto calore e lavoro forniti per unità di massa Q e L.

Il risultato è quindi che fornire calore o compiere lavoro su un flusso comporta una variazione della sua entalpia totale che rappresenta quindi il contenuto energetico del flusso. Viceversa una diminuzione dell'entalpia totale indica raffreddamento del flusso o lavoro compiuto dal fluido su una palettatura. Il risultato ottenuto con la (3.26) può essere applicato anche all'elemento infinitesimo di figura. 3.1. Nella differenziazione di (3.26) bisogna però ricordare che per calore e lavoro non si può parlare di differenziali esatti. Nella forma differenziale si trascurerà il contributo di L e si considererà il differenziale non esatto di Q indicato con $\bar{d}Q$:

$$dh_0 = \bar{d}Q \quad (3.27)$$

Equazioni del flusso monodimensionale: Le equazioni di conservazione di massa, quantità di moto e di energia in forma differenziale permettono di scrivere il sistema che determina lo stato del flusso:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{d\rho}{\rho} + \frac{du}{u} = -\frac{dA}{A} \\ \frac{du}{u} + \frac{dp}{\rho u^2} = -\frac{dF_{attrito}}{\rho A u^2} \\ \frac{dh_0}{h_0} = \frac{\bar{d}Q}{h_0} \end{array} \right. \quad (3.28)$$

I termini a secondo membro sono termini noti, e determinano quindi la particolare soluzione del flusso. Il flusso in una determinata sezione all'ascissa x è noto se sono note due variabili di stato e la velocità (o equivalentemente il numero di Mach). E' pertanto conveniente riscrivere il sistema in termini di tre variabili incognite, cosa che può essere fatta ricorrendo alle equazioni di stato. In particolare, si vuole riscrivere il sistema in funzione del numero di Mach M e dei gruppi incogniti dp/p , dM/M e dT/T .

Derivando logaritmicamente si possono ricavare facilmente le seguenti relazioni differenziali:

- Equazione di Stato: $p = \rho RT \quad \Rightarrow \quad \frac{d\rho}{\rho} = \frac{dp}{p} - \frac{dT}{T}$
- Velocità del Suono: $a = \sqrt{\gamma RT} \quad \Rightarrow \quad \frac{da}{a} = \frac{dT}{2T}$
- Numero di Mach: $u = Ma \quad \Rightarrow \quad \frac{du}{u} = \frac{dM}{M} + \frac{dT}{2T}$
- Entalpia Totale: $h_0 = h \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right) \quad \Rightarrow \quad \frac{dh_0}{h_0} = \frac{dT}{T} + \frac{2 \left(\frac{\gamma-1}{2}\right) M^2}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)} \frac{dM}{M}$

Il sistema da risolvere diventa quindi il seguente:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{dp}{p} + \frac{dM}{M} - \frac{1}{2} \frac{dT}{T} = - \frac{dA}{A} \\ \frac{1}{\gamma M^2} \frac{dp}{p} + \frac{dM}{M} + \frac{1}{2} \frac{dT}{T} = - \frac{dF_{attrito}}{\rho A u^2} \\ \frac{(\gamma-1) M^2}{1 + \left(\frac{\gamma-1}{2}\right) M^2} \frac{dM}{M} + \frac{dT}{T} = \frac{\bar{d}Q}{h_0} \end{array} \right. \quad (3.29)$$

Tra le analogie dovute ai diversi termini forzanti (variazione d'area, attrito e scambio di calore) sono da prendere in considerazione le seguenti:

- In campo subsonico ($M < 1$) ad una diminuzione dell'area (condotto convergente) corrisponde una diminuzione di pressione e temperatura ed un aumento della velocità; mentre ad un aumento dell'area (condotto divergente) avviene l'opposto;
- In campo supersonico ($M > 1$) ad un aumento dell'area (condotto divergente) corrisponde una diminuzione di pressione e temperatura ed un aumento della velocità; mentre ad una diminuzione dell'area (condotto convergente) la pressione aumenta e velocità e temperatura diminuiscono;
- L'effetto dell'attrito, in campo subsonico, è di aumentare la velocità e di diminuire pressione e temperatura; mentre in campo supersonico avviene l'opposto ovvero l'effetto dell'attrito è quello di avvicinare le condizioni del flusso a quelle critiche ($M=1$);
- La pressione totale diminuisce sempre a causa dell'attrito e dell'adduzione del calore, mentre può aumentare quando viene sottratto calore al flusso (in tal caso l'effetto potrebbe essere contrastato da quello dell'attrito mentre nel precedente potrebbe essere esaltato);
- L'effetto dell'adduzione del calore è simile a quello dell'attrito e della riduzione d'area: fa avvicinare il flusso alle condizioni critiche;
- L'effetto dell'incremento d'area e della sottrazione di calore allontana le condizioni del flusso da quelle critiche;
- Fornire calore al fluido comporta generalmente un aumento di temperatura (ma non nel campo $1/\sqrt{\gamma} < M < 1$, dove il coefficiente di dT/T rispetto a $\bar{d}Q/h_0$ ha segno negativo).

Ulteriori considerazione possono essere osservate soffermandosi sulla tabella 3.2, in cui sono riportati i coefficienti della soluzione generale del sistema (3.29) per flussi quasi-monodimensionali e dove si è posto $\delta = (\gamma - 1)/2$:

Variabile	Relazione	Area $\left(\frac{dA}{A}\right)$	Attrito $\left(\frac{dF_{attrito}}{\rho A u^2}\right)$	Calore $\left(\frac{\bar{d}Q}{h_0}\right)$
$\frac{dp}{p}$	—	$\frac{\gamma M^2}{1 - M^2}$	$-\frac{\gamma M^2 (1 + 2\delta M^2)}{1 - M^2}$	$-\frac{\gamma M^2 (1 + \delta M^2)}{1 - M^2}$
$\frac{dM}{M}$	—	$-\frac{1 + \delta M^2}{1 - M^2}$	$\frac{\gamma M^2 (1 + \delta M^2)}{1 - M^2}$	$\frac{(1 - \gamma M^2)(1 + \delta M^2)}{2(1 - M^2)}$
$\frac{dT}{T}$	—	$\frac{2\delta M^2}{1 - M^2}$	$-\frac{2\gamma\delta M^4}{1 - M^2}$	$\frac{(1 - \gamma M^2)(1 + \delta M^2)}{1 - M^2}$
$\frac{dp_0}{p_0}$	$\frac{dp}{p} + \frac{\gamma M^2}{1 + \delta M^2} \frac{dM}{M}$	0	$-\gamma M^2$	$\frac{-\gamma M^2}{2}$
$\frac{du}{u}$	$\frac{dM}{M} + \frac{1}{2} \frac{dT}{T}$	$-\frac{1}{1 - M^2}$	$\frac{\gamma M^2}{1 - M^2}$	$\frac{1 + \delta M^2}{1 - M^2}$

Tabella 3.2: Coefficienti della soluzione generale per flussi quasi-monodimensionali.

Pare infine giusto sottolineare, poiché all'interno del modello proposto non compaiono le velocità di scorrimento a parete, che tali effetti diventano importanti per numeri di Knudsen superiori a 0.03, come mostrano precedenti studi e simulazioni effettuate [15] e pertanto non verranno presi in esame, anche se comunque calcolati con la teoria vista nel capitolo precedente. In tabella 3.3 viene mostrato come l'errore percentuale che si commette nel trascurare tali effetti è pressoché nullo:

Tipo di modello	ε_m	ε_{isp}	ε_F
No-Slip	0,9607	0,9884	0,9496
Slip	0,9627	0,9857	0,9510
Errore %	0,21	0,27	0,14

Tabella 3.3: Grado di accuratezza dei modelli per $Kn=0,03$ e $Re=1578$.

Resta ora da chiedersi quando il numero di Knudsen risulta inferiore a tale valore. Per fare questo, usufruendo dell'equazione 2.1 e 2.2, scriviamo il numero di Knudsen nella maniera seguente:

$$Kn = 3.4527 \times 10^{-5} \cdot \frac{T}{p \cdot D_e}$$

Andiamo ora a valutare quando il membro di destra risulta inferiore al valore limite di 0.03. Inserendo le temperature e pressioni totali otteniamo:

$$\frac{T/T_0}{p/p_0 \cdot D_e} < 870 \cdot \frac{p_0}{T_0} \quad (3.30)$$

Proviamo ad analizzare i casi relativi alla sezione di gola e la sezione di uscita di un condotto divergente alimentato ad azoto alla temperatura totale di 300 K e avente un diametro equivalente di 100 μm . Nel primo caso, sezione di gola, utilizzando le prime due equazioni di 3.17 e ponendo il mach unitario, otteniamo dalla relazione 3.30 $p_0 > 5439 Pa$, valore decisamente inferiore alle pressioni totali utilizzate per alimentare i thruster e di conseguenza facilmente realizzabile. Nel secondo caso invece, dobbiamo tenere conto del fatto che il gas considerato, espandendosi lungo il condotto divergente, diminuisce rapidamente in pressione e temperatura al fine di accelerare il flusso, oltre al fatto che il diametro equivalente aumenta. Utilizzando sempre le prime due equazione di 3.17, nel caso di mach all'uscita uguale a 4 (ovvero AR=10), si ricava un rapporto tra la pressione totale e quella in uscita pari a circa 150 e per le temperature pari a 4, mentre il diametro equivalente risulta all'incirca 3 volte maggiore rispetto a quello di gola. Quindi affinché la condizione 3.30 sia soddisfatta deve essere $p_0 > 43103 Pa$. Ovviamente dovendo essere verificate entrambe, la condizione

stringente per la validità dell'ipotesi è la seconda appena ricavata. In definitiva quindi il modello che verrà utilizzato fornirà una buona stima dei valori ottenuti se la condizione:

$$\frac{T}{p \cdot D_e} < 870 \quad (3.31)$$

risulta verificata per ogni sezione del tratto divergente del microdispositivo.

3.4 CALCOLO DEGLI SFORZI A PARETE

Per determinare gli sforzi a parete si fa riferimento alla teoria dello strato limite. Data la complessità e spesso l'impossibilità di non riuscire ad ottenere soluzioni analitiche si è fatto riferimento al metodo approssimato di Pohlhausen. Tale metodo utilizza l'equazione di bilancio della quantità di moto, nella forma integrale di Von Karman, di seguito scritta nelle due forme utilizzate di solito.

$$\frac{d\mathcal{G}}{dx} + \frac{1}{u_e} \frac{du_e}{dx} (2\mathcal{G} + \delta^*) = \frac{\tau_0}{\rho u_e^2} \quad (3.32)$$

$$\frac{d\mathcal{G}}{dx} + \frac{1}{u_e} \frac{du_e}{dx} \mathcal{G} (2 + H) = \frac{C_f}{2}$$

La relazione integrale di Von Karman è un'equazione differenziale del primo ordine alle derivate ordinarie per \mathcal{G} e per δ^* che sono invece grandezze integrali. Essa di conseguenza non risolve completamente il problema dello strato limite, attraverso il suo spessore, ma si limita a fornire la distribuzione di alcune sue caratteristiche integrali essenziali, quali lo spessore di spostamento δ^* e di quantità di moto \mathcal{G} e lo sforzo tangenziale a parete τ_0 , definite nel seguente modo:

$$\delta^* = \int_0^\infty \left(1 - \frac{u}{U}\right) dy \quad (3.33)$$

$$\mathcal{G} = \int_0^{\infty} \frac{u}{U} \left(1 - \frac{u}{U} \right) dy \quad (3.34)$$

$$\tau_0 = \mu \left(\frac{du}{dy} \right)_{y=0} \quad (3.35)$$

Senza entrare troppo nei dettagli, il metodo di Pohlhausen approssima il generico profilo di velocità adimensionale con un polinomio di quarto grado in modo che:

$$\begin{cases} \frac{u}{U} = f(\eta) = a + b\eta + c\eta^2 + d\eta^3 + e\eta^4 & 0 \leq \eta < 1 \\ \frac{u}{U} = 1 & \eta \geq 1 \end{cases}$$

Dove η , coordinata adimensionale va da zero (parete) a uno (confine dello stato limite). Imponendo le condizioni al contorno, sulle velocità e sulle derivate prime e seconde della velocità stessa, si determinano le costanti a, b, c, d, e in funzione del parametro adimensionale λ (parametro di Pohlhausen) definito come:

$$\lambda = \frac{\delta^2}{\nu} \frac{du_e}{dx} \quad (3.36)$$

Dove $\nu = \mu/\rho$. Risulta quindi possibile esprimere le relazioni 3.33 - 3.35 in funzione di tale parametro ottenendo:

$$\frac{\delta^*}{\delta} = \frac{3}{10} - \frac{\lambda}{120}$$

$$\frac{\mathcal{G}}{\delta} = \frac{1}{63} \left(\frac{37}{5} - \frac{\lambda}{15} - \frac{\lambda^2}{144} \right)$$

$$\frac{\tau_0 \delta}{\mu U} = 2 + \frac{\lambda}{6} \quad \rightarrow \quad C_f = \frac{2\nu}{u_e \delta} \left(2 + \frac{\lambda}{6} \right) = \frac{f_2(\lambda)}{u_e} \frac{\nu}{\mathcal{G}}$$

$$H = \frac{\delta^*}{g} = \frac{\frac{3}{10} - \frac{\lambda}{120}}{\frac{1}{63} \left(\frac{37}{5} - \frac{\lambda}{15} - \frac{\lambda^2}{144} \right)} = f_1(\lambda)$$

Ne segue che δ soddisfa un'equazione differenziale del primo ordine, non lineare, che si può integrare per via numerica.

Dividendo ciascuno dei termini della seconda della 3.32 per $\nu/(2g)$ si ottiene:

$$\frac{2g}{\nu} \frac{dg}{dx} + \frac{1}{u_e} \frac{du_e}{dx} \frac{2g}{\nu} g(2+H) = C_f \frac{g}{\nu} \quad (3.37)$$

Al fine di risolvere numericamente l'equazione 3.37, introduciamo i parametri K e Z definiti nel seguente modo:

$$K = \frac{g^2}{\nu} \frac{du_e}{dx} \quad (3.38)$$

$$Z = \frac{g^2}{\nu} \quad \rightarrow \quad K = Z \frac{du_e}{dx} \quad (3.39)$$

$$K = \left[\frac{1}{63} \left(\frac{37}{5} - \frac{\lambda}{15} - \frac{\lambda^2}{144} \right) \right]^2 \lambda^2 \quad (3.40)$$

Pertanto l'equazione integrale di Von Karman, dopo opportuni passaggi, diventa:

$$\frac{dZ}{dx} + \frac{2}{u_e} K (f_1(\lambda) + 2) = \frac{f_2(\lambda)}{u_e} \quad (3.41)$$

La 3.41 rappresenta un'equazione differenziale ordinaria non lineare in Z dove $f_1(\lambda), f_2(\lambda)$ si ricavano a partire dal valore della Z tramite la relazione 3.37 che consente a sua volta di determinare λ sfruttando la 3.40. Siamo quindi ora in grado di conoscere gli sforzi a parete e di determinare di conseguenza la perdite viscosi.

3.5 PROGRAMMA PER IL DIMENSIONAMENTO DEI MICROTHRUSTER

La teoria vista fin ora ha consentito lo sviluppo in ambiente Matlab di un software per il calcolo della geometria ottima dei microthruster in termini di spinta desiderata, al fine di ottimizzare l'impulso specifico. Il diagramma a blocchi di figura 3.2, illustra in maniera schematica le linee guida che sono state scelte per implementare tale programma. I parametri di ingresso, oltre alla spinta desiderata, che devono essere specificati sono di tipo termodinamico, geometrico e numerico. Per quanto riguarda i parametri termodinamici, devono essere forniti sia la temperatura totale del gas all'ingresso del thruster, sia la pressione totale del gas sempre all'ingresso. I parametri geometrici sono relativi alla conformazione dell'ugello; in particolar modo devono essere inseriti l'angolo del convergente, l'angolo del divergente, il rapporto tra area d'uscita e area di gola e il rapporto tra spessore del thruster e diametro di gola. Infine i parametri numerici consentono di specificare la spaziatura lungo l'asse dell'ugello e la tolleranza sul criterio d'arresto per il calcolo della spinta necessaria.

A partire dai parametri critici calcolati nella sezione di gola, è possibile calcolare il flusso all'interno del condotto divergente nel caso di flusso adiabatico e non viscoso, risolvendo numericamente il sistema 3.29, in cui i termini sorgenti relativi agli sforzi viscosi e allo scambio di calore risultano nulli. La geometria di partenza è una geometria ad impulso specifico minimo, il che equivale, per una spinta fissata, ad una geometria avente portata in massa massima (si veda l'equazione 3.3). Se giunti nella sezione d'uscita la spinta ottenuta risulta minore di quella desiderata, la portata in massa verrà diminuita. Tale diminuzione, poiché i parametri termodinamici sono fissati, indica una riduzione dell'area di gola (eq. 3.5), sempre però nel rispetto del rapporto tra spessore e diametro del thruster (input desiderato). Una volta raggiunta la condizione di spinta ottenuta uguale a spinta desiderata, a meno di un epsilon, ottengo una geometria ottima in funzione dei parametri di ingresso, nel caso di flusso adiabatico e non viscoso all'interno del divergente. A questo punto viene ricavato il flusso all'interno del convergente, sempre adiabatico e non viscoso, che fornisce i parametri in gola del divergente precedentemente ricavato. Utilizzando i gradienti di velocità del flusso convergente ottenuto, si ricavano le grandezze dello strato limite con il metodo visto nel paragrafo precedente, al fine di determinare gli sforzi viscosi.

La conoscenza dello strato limite, permette di determinare il flusso all'interno del convergente considerando un modello viscoso. Di conseguenza il sistema da risolvere risulterà sempre il 3.29, ma con i contributi degli sforzi viscosi presenti. L'effetto degli sforzi

d'attrito e quello di diminuire la pressione totale nel condotto convergente. Tali perdite si ripercuoteranno anche nella sezione di gola e di conseguenza lungo tutto il divergente, il cui flusso verrà ricalcolato a partire dai nuovi valori nella sezione di gola calcolati con il flusso viscoso. A questo punto conosciamo anche una distribuzione della velocità nel condotto divergente e, come fatto nel caso del convergente, siamo in grado di determinare lo strato limite all'interno dello stesso. Ovviamente le condizioni di partenza per il calcolo dello strato limite nel divergente sono le condizioni finali ottenute nel calcolo dello strato limite del convergente, al fine di dare continuità ai due tratti. Alla fine otterremo una spinta calcolata tenendo conto del flusso viscoso, diversa dalla spinta calcolata considerando il flusso non viscoso. Tale spinta ottenuta verrà infine confrontata con la spinta richiesta ed eventualmente, se le tolleranze non sono quelle richieste, il procedimento verrà reiterato.

Prima di passare all'analisi delle simulazioni effettuate pare giusto aggiungere che il programma è in grado di determinare anche i flussi di calore scambiati tra flusso e parete, fornendo quindi indicazioni sui meccanismi di scambio termico.

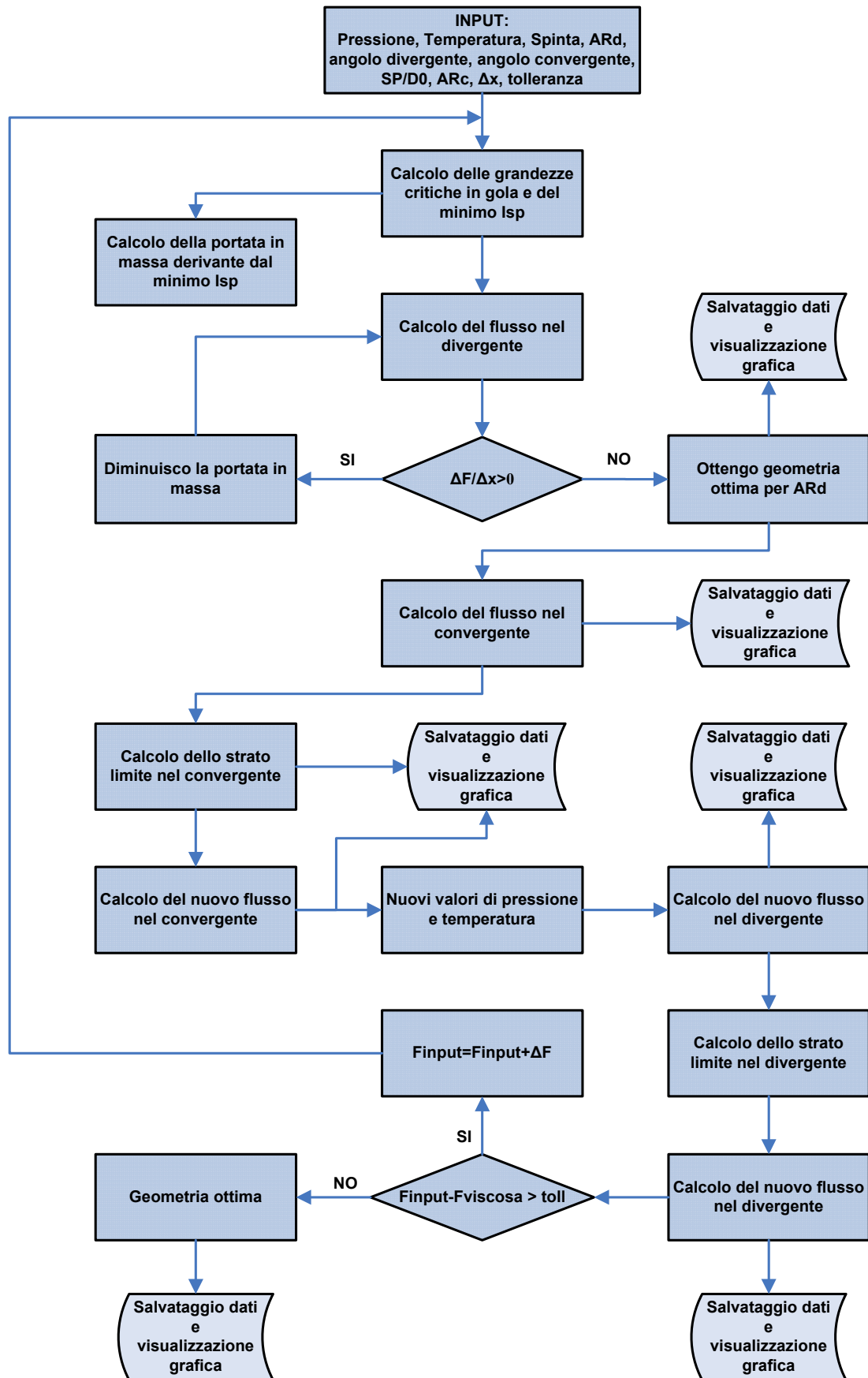


Figura 3.2: Schema a blocchi del programma per il calcolo della spinta ottima.

3.6 ESEMPIO DI OTTIMIZZAZIONE GEOMETRICA DEL THRUSTER MEDIANTE CODICE SVILUPPATO IN AMBIENTE MATLAB

In questo paragrafo si riportano alcuni dati significativi riguardanti le simulazioni effettuate mediante il codice sviluppato, e precedentemente descritto, per lo studio di microugelli. La prima simulazione riguarda il dimensionamento di un microthruster alimentato a gas azoto alla temperatura di 300 K e alla pressione di 0.1 MPa. L'angolo del convergente viene fissato a 60°, mentre quello del divergente viene settato a 20°. Inoltre si desidera un rapporto tra la sezione di uscita e la sezione di ingresso di 12 e un rapporto costante tra spessore thruster e diametro di gola pari a 5. La spinta che si desidera avere risulta essere pari a 1 mN, con una tolleranza pari a 0.05 mN. In tabella 3.4, vengono riassunti gli input e le specifiche richieste per il dimensionamento del thruster:

Propellente	GN ₂
Temperatura ingresso gas [K]	300
Pressione ingresso gas [MPa]	0,1
Pressione ambiente [MPa]	0
Angolo convergente [°]	60
Angolo divergente [°]	20
AR (<i>area ratio</i>)	12
Rapporto spessore – diametro di gola	5
Spinta richiesta [mN]	1
Tolleranza [mN]	0,05

Tabella 3.4: Specifiche di progetto per dimensionamento microthruster.

La prima iterazione, partendo dalle specifiche di tabella 3.4, porta ad un dimensionamento del thruster avente una spinta inferiore a quella richiesta a causa degli sforzi viscosi. Infatti, poiché all'inizio non conosciamo tali sforzi, la geometria che si va a calcolare è quella relativa al comportamento ideale dell'ugello che fornirebbe la spinta richiesta, 1 mN. Successivamente al calcolo degli sforzi viscosi e dello strato limite tale spinta diminuirà e, di conseguenza, la spinta ottenuta sarà inferiore a quella desiderata. Le figure 3.3 – 3.8 mostrano rispettivamente la geometria del thruster che si ottiene con la prima iterazione, il numero di Reynolds, le

grandezze dello strato limite, l'andamento del numero di Mach, la spinta e l'impulso specifico. Tali grafici evidenziano come gli effetti viscosi, dovuti al basso numero di Reynolds, giocano un ruolo predominante non solo nella determinazione della spinta, e di conseguenza dell'impulso specifico, ma anche nell'andamento del numero di Mach. Mentre un'analisi ideale consentirebbe di ottenere un flusso superiore a Mach 4, il caso reale riduce il Mach di uscita a valori di poco superiori a 2. La motivazione di tutto ciò è da attribuirsi alla presenza dello strato limite il quale, introducendo sforzi d'attrito sulla parete del nozzle, determina una diminuzione della pressione totale con conseguente calo del contenuto energetico del gas disponibile per la conversione in energia cinetica e di conseguenza della spinta. Come conseguenza di ciò, grandezze quali numero di Mach, spinta ed impulso specifico raggiungono un massimo in corrispondenza di una certa sezione per poi diminuire a causa degli attriti, i quali tenderebbero a portare il numero di mach verso valori unitari.

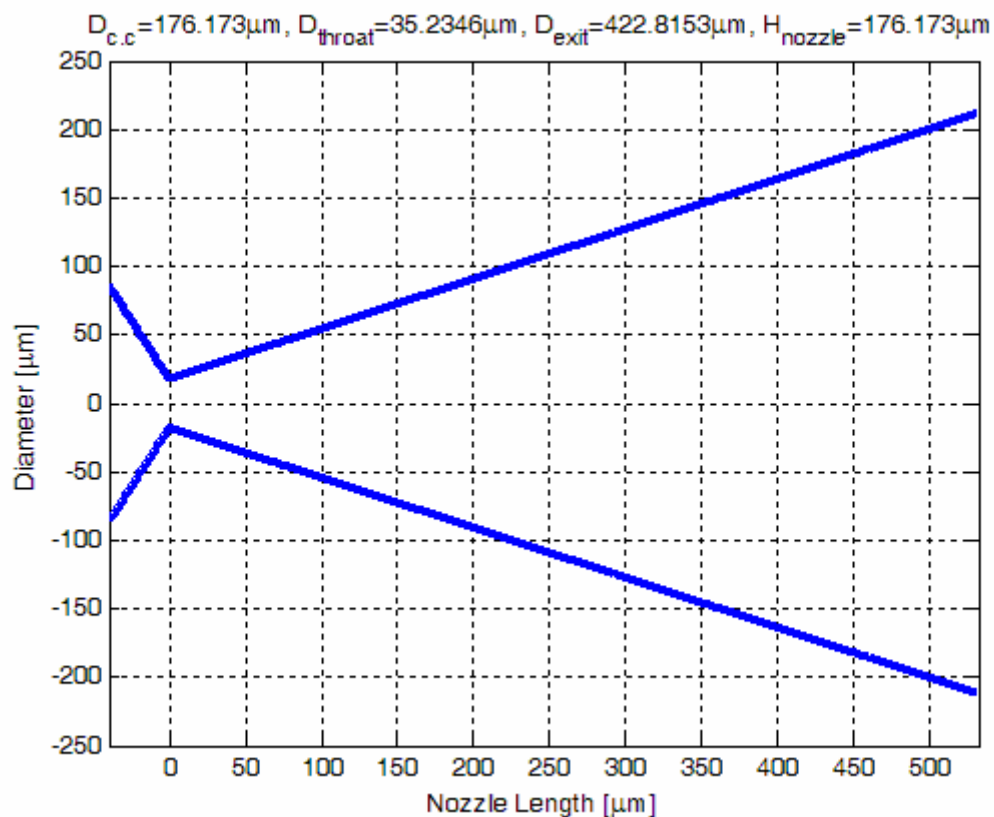


Figura 3.3: Geometria del thruster (prima iterazione).

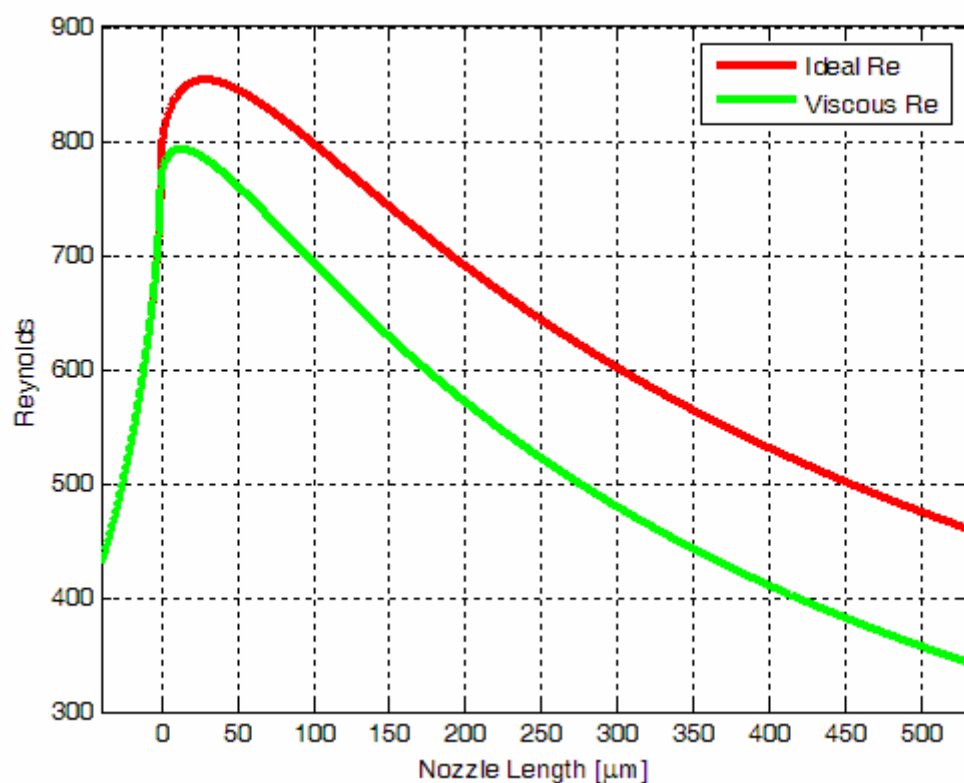


Figura 3.4: Andamento del numero di Reynolds (prima iterazione).

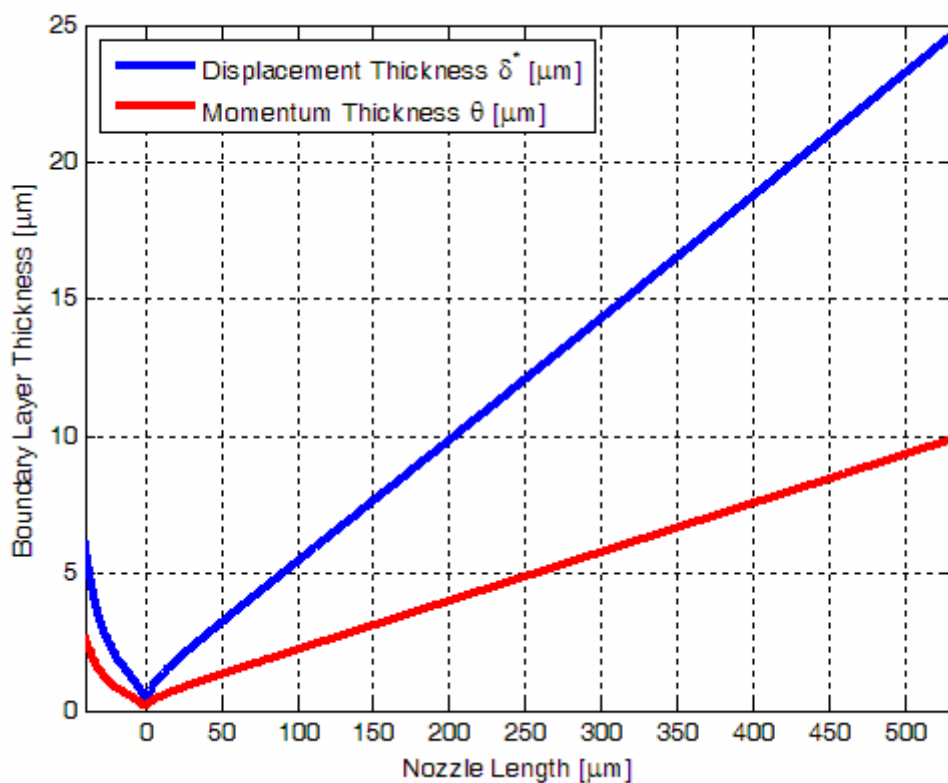


Figura 3.5: Andamento dello spessore di spostamento e di q.tà di moto (prima iterazione).

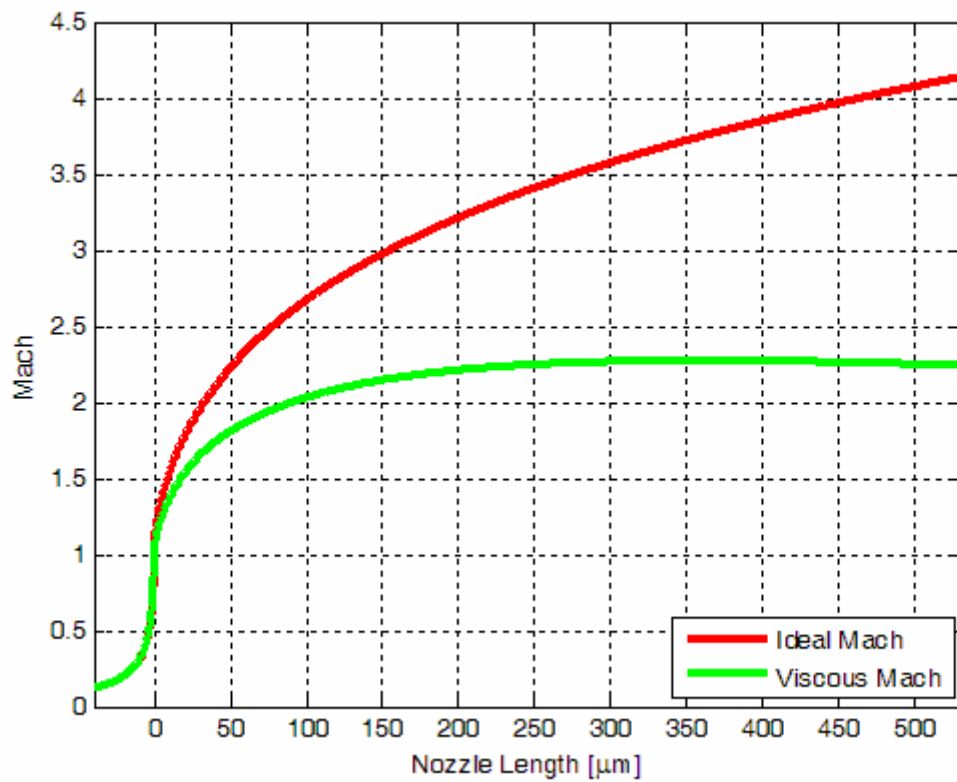


Figura 3.6: Andamento del numero di Mach (prima iterazione).

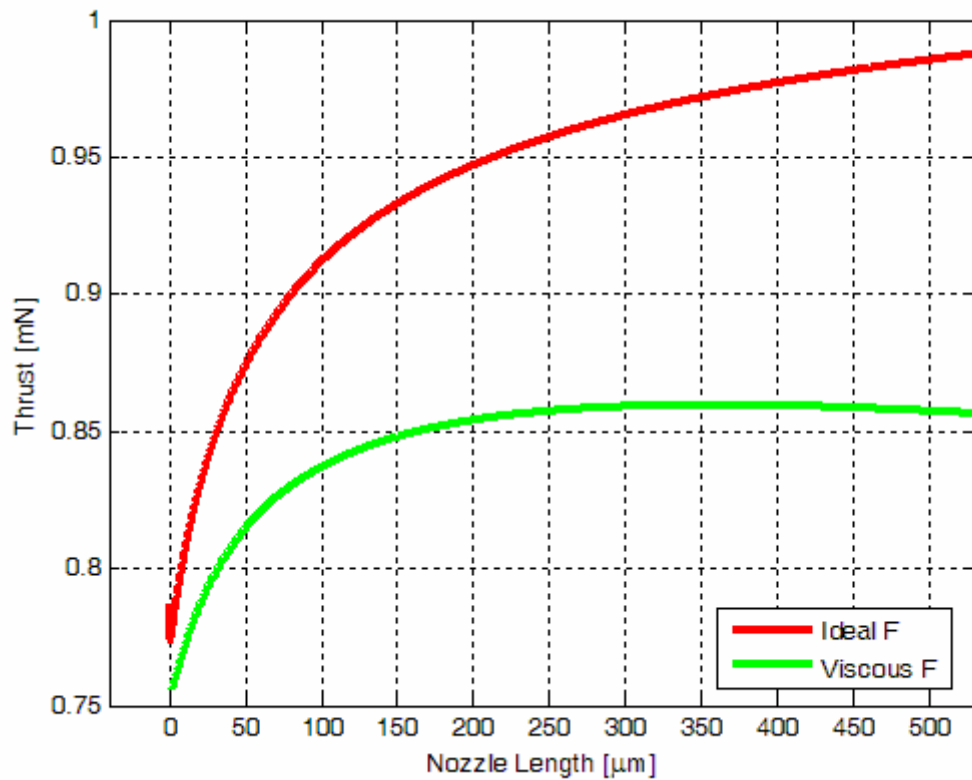


Figura 3.7: Andamento della spinta (prima iterazione).

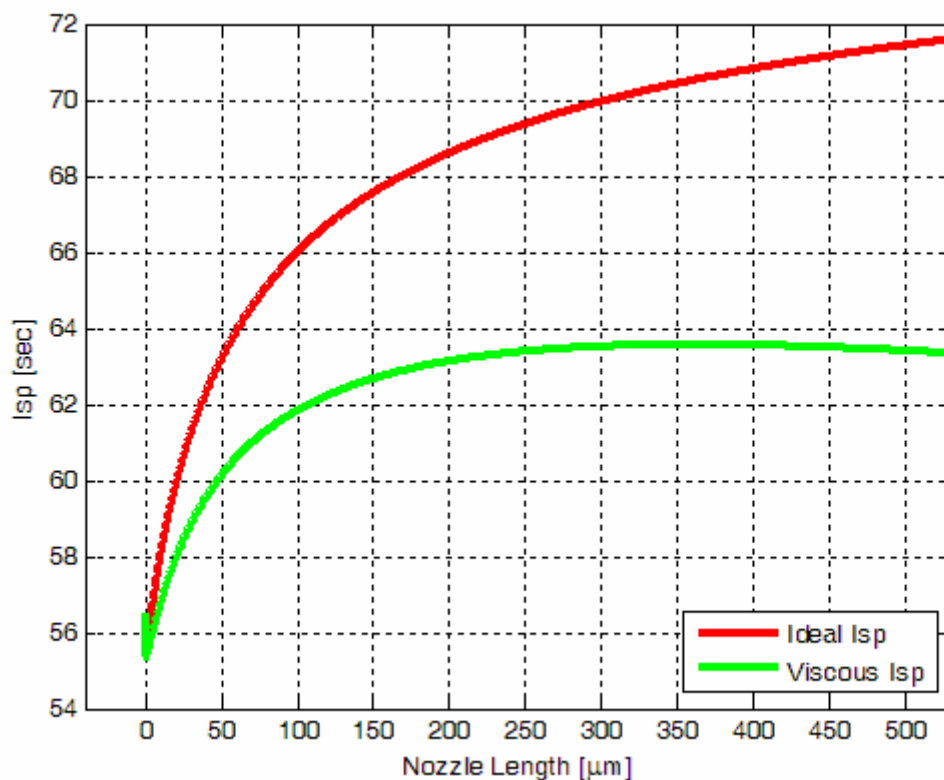


Figura 3.8: Andamento dell'impulso specifico (prima iterazione).

A questo punto, poiché di fatto la spinta ottenuta risulta minore di quella ottenuta, il programma procede autonomamente generando una geometria che fornisce una spinta superiore a quella richiesta di un certo ΔF per compensare le perdite viscose. Tale processo continua in maniera iterativa fino a quando non si ottiene la spinta richiesta. Nel nostro caso dopo quattro iterazioni si giunge alla convergenza desiderata (tolleranza di 0.05 mN rispetto a quanto richiesto). In tabella 3.5 si riportano i valori ottenuti della prima e dell'ultima iterazione, che soddisfano i requisiti richiesti:

Iterazione	1	4
Diametro di gola [μm]	35,23	37,74
Diametro di uscita [μm]	422,82	453,42
Spessore thruster [μm]	176,17	188,92
Portata in massa [mg/s]	1,3623	1,5814
Spinta [mN]	0,856	0,989
Impulso specifico [sec]	63,33	63,59

Tabella 3.5: Parametri ricavati dalla prima e ultima iterazione.

Le figure 3.9 e 3.10 mostrano gli andamenti della spinta e dell'impulso specifico all'interno del thruster, relativi alla geometria ottima. Rispetto alla prima iterazione, la spinta si porta al valore desiderato, a meno della tolleranza richiesta, come conseguenza dell'aumento delle dimensioni del thruster (tabella 3.5).

In tabella 3.6 vengono infine riportate le differenze in termini di efficienza di spinta, impulso specifico e portata in massa, ottenibili dalle equazioni 3.13 e che mostrano come le efficienze propulsive migliorino nel caso ottimo, aspetto quest ultimo decisamente importante.

Iterazione	1	4
Efficienza di spinta [%]	85,642	86
Efficienza di Impulso Specifico [%]	88,46	88,83
Efficienza di Portata in Massa [%]	95,65	96,54

Tabella 3.6: Efficienze propulsive nei diversi casi.

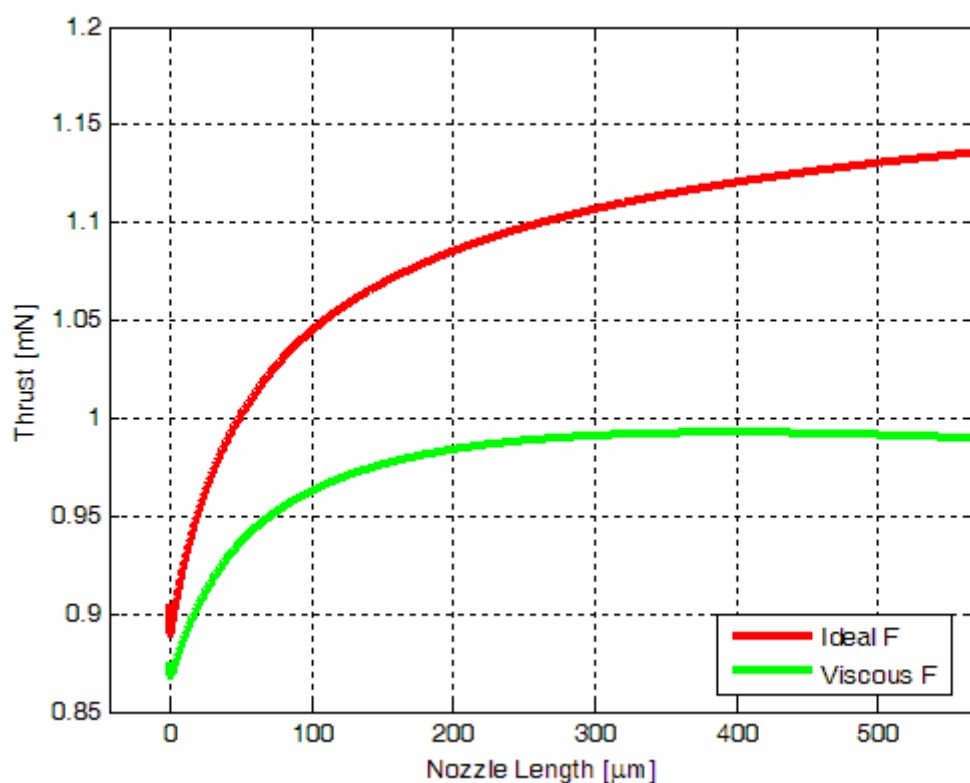


Figura 3.9: Andamento della spinta (quarta iterazione).

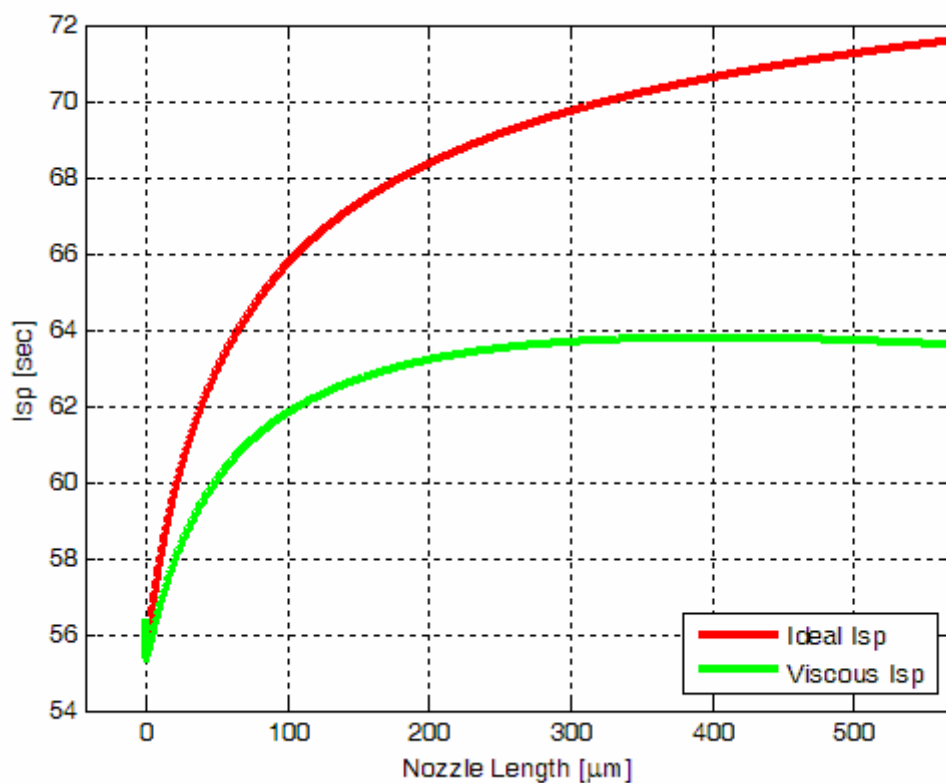


Figura 3.10: Andamento dell'impulso specifico (quarta iterazione).

A rigore andrebbe detto che, poiché il massimo della spinta e dell'impulso specifico si ottengono in una sezione a monte della sezione d'uscita dell'ugello, bisognerebbe diminuire l'*area ratio* al fine di ottenere i valori massimi in corrispondenza della sezione d'uscita. Infatti, come già accennato, dalla sezione in cui ottengo il massimo di spinta o impulso specifico in poi le forze d'attrito tenderanno a far calare la velocità all'interno del condotto, con conseguente diminuzione dei parametri propulsivi e di conseguenza delle efficienze. Per fare questo basta effettuare una nuova simulazione con diverso AR. Riportiamo infine in figura 3.11 l'andamento del numero di Knudsen, per validare o meno l'ipotesi iniziale di $Kn < 0.03$, che nel nostro caso in esame risulterà sempre verificata.

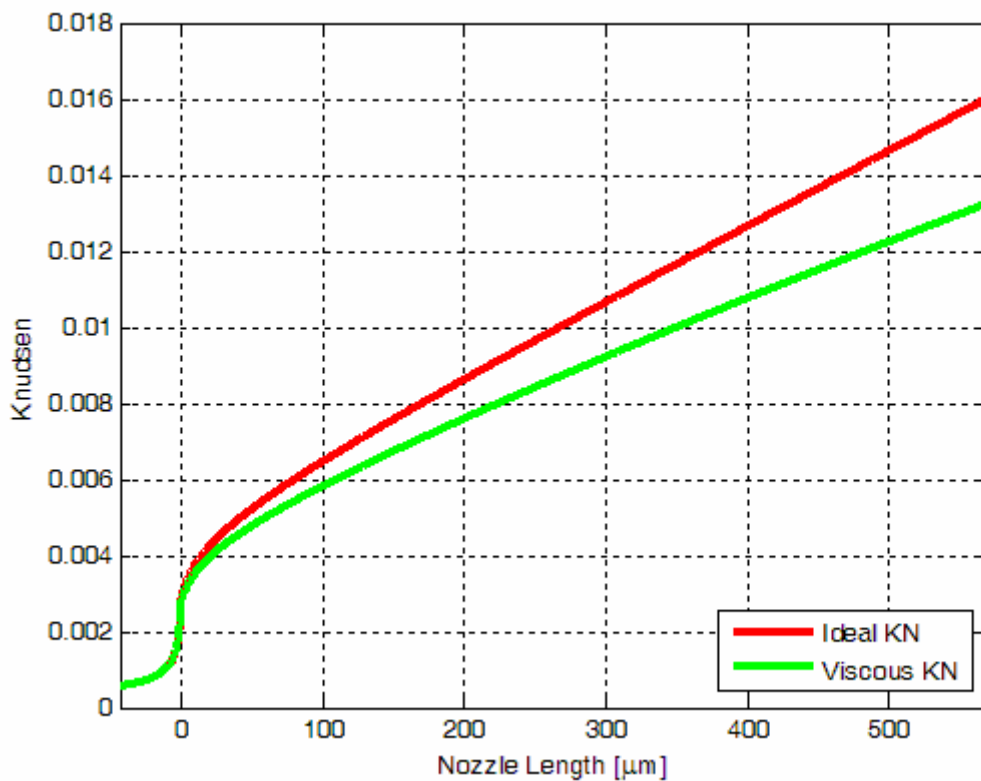


Figura 3.11: Andamento del numero di Knudsen (quarta iterazione).

Resta ora da chiedersi se il modello appena proposto risulta in grado o meno, e soprattutto con che livello di fedeltà, di fornire risultati attendibili e confrontabili con altri software di sviluppo commerciale in grado di ottenere medesimi risultati. A tal fine è stata simulata la medesima geometria (quella derivante dalla quarta iterazione) con il codice agli elementi finiti Fluent 6.

3.7 CONFRONTO DEI RISULTATI MEDIANTE UTILIZZO DEL CODICE FLUENT

Il calcolo del flusso all'interno della geometria finale ottenuta, è stato simulato utilizzando il software agli elementi finiti Fluent 6. Tale calcolo si è reso necessario al fine di validare o meno il modello proposto, mostrando inoltre le differenze tra le simulazioni ottenute mediante codice sviluppato in ambiente Matlab e il codice Fluent 6. Innanzitutto bisogna tener presente due cose fondamentali:

- Informazioni ottenibili e necessarie;
- Tempo di risoluzione del problema in esame.

Senza entrare troppo in dettagli che esulano dallo scopo della presente trattazione, risulta però abbastanza chiaro che un modello 1D sviluppato in ambiente Matlab non potrà mai fornire indicazioni come un modello 3D, poiché di fatto la determinazione della distribuzione delle variabili termo-fluidodinamiche è possibile solo in una direzione, quella lungo l'asse nel nostro caso, e non in tutte e tre. Il tempo di risoluzione di un dato problema però è direttamente proporzionale al numero di celle, elementi e volumi necessari per meshare la geometria in esame e studiarla, di conseguenza un software 3D richiederà un tempo di risoluzione decisamente più elevato (a parità di processore utilizzato) rispetto a una modellazione 1D. Riportiamo di seguito, a titolo esaustivo, gli andamenti del numero di mach, della temperatura statica e della pressione statica all'interno del thruster, ottenuti utilizzando il codice Fluent 6, modellato come geometria 3D. Le figure 3.12 – 3.14 mostrano solo una semimetà del thruster. La mesh utilizzata ha portato a convergenza il processo dopo 12000 iterazioni in un tempo di 28 ore di simulazione, utilizzando una work station con 2 GB di RAM.

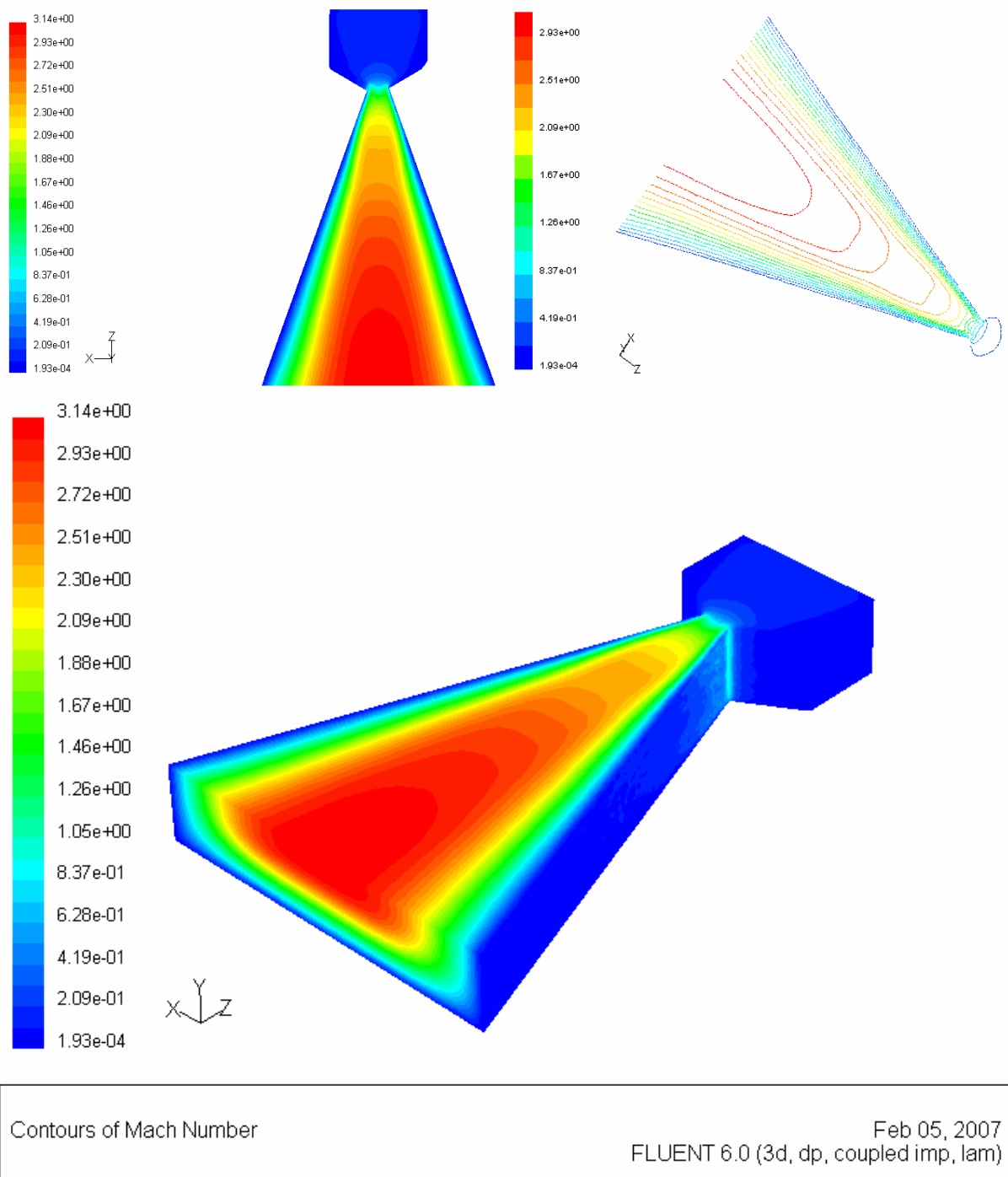


Figura 3.12: Andamento del numero di Mach (Fluent 6).

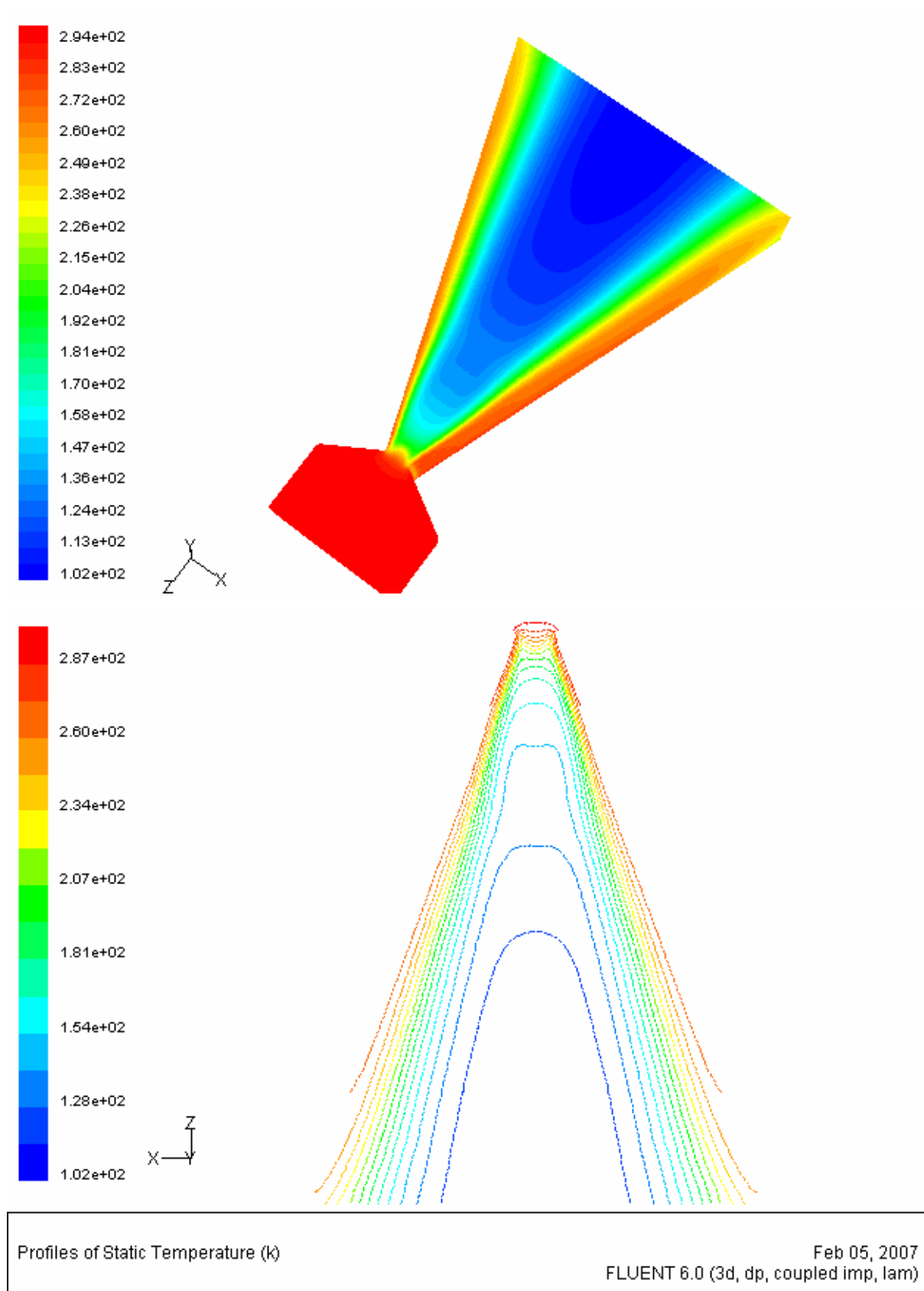
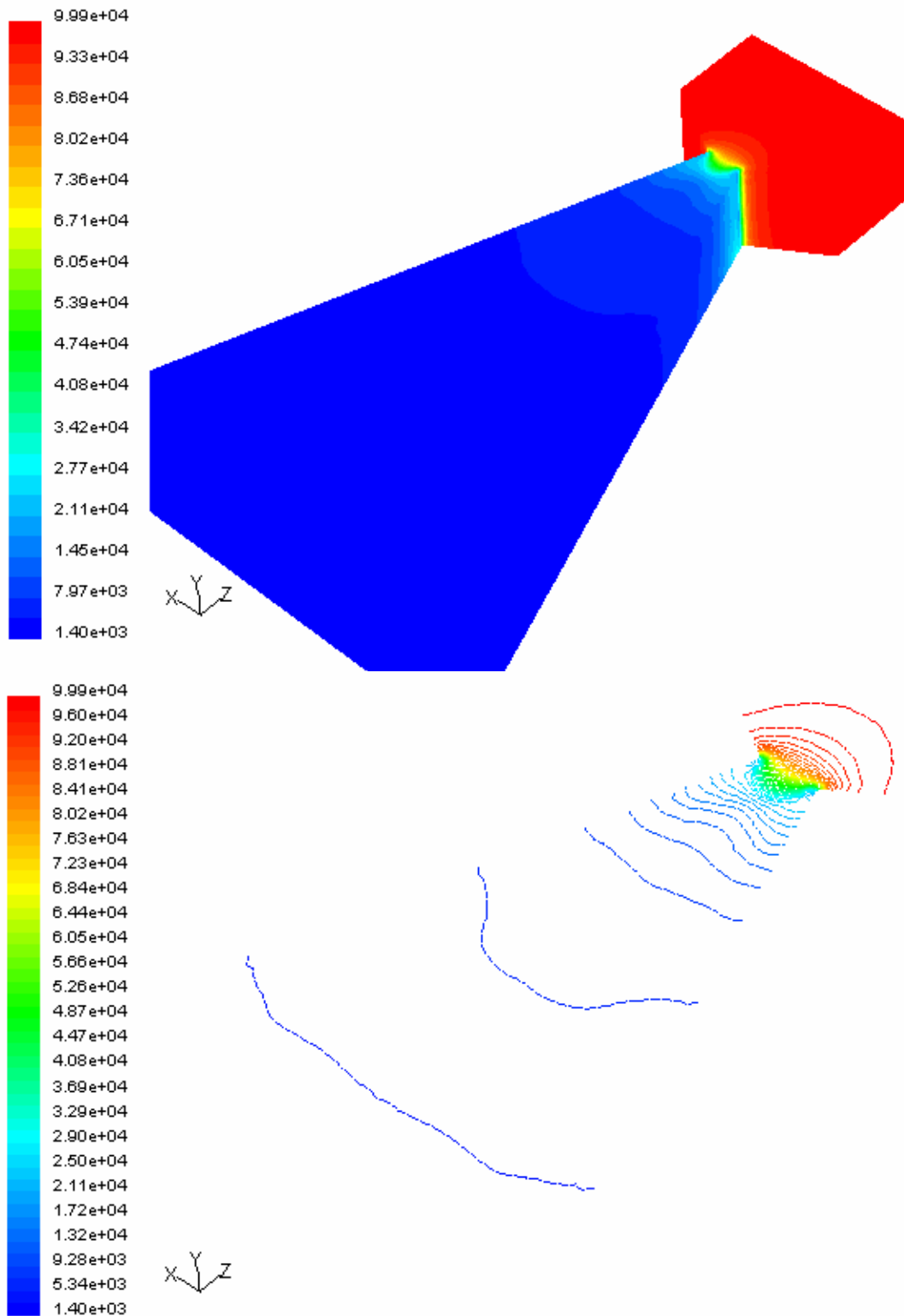


Figura 3.13: Andamento della temperatura statica (Fluent 6).



Profiles of Static Pressure (pascal)

Feb 05, 2007
FLUENT 6.0 (3d, dp, coupled imp, lam)

Figura 3.14: Andamento della pressione statica (Fluent 6).

Al fine di effettuare un confronto tra i risultati delle simulazioni Matlab e i risultati di Fluent 6 si è reso necessario effettuare le integrazioni delle grandezze 3D di Fluent 6, poiché di fatto il modello quasi mono-dimensionale fornisce valori medi lungo la sezione considerata. Le integrazioni sono state effettuate col criterio di “*Mass Weighted Average*”, ovvero pesate rispetto alla massa, di seguito definito e dove G rappresenta la grandezza considerata:

$$\overline{G} = \frac{\int G \rho \vec{u} \cdot d\vec{A}}{\int \rho \vec{u} \cdot d\vec{A}}$$

Il confronto tra i dati delle simulazioni effettuate in Matlab e quelle effettuate con Fluent, riportate nelle figure 3.15 – 3.21, hanno interessato l’andamento della velocità, del numero di mach, della densità, della portata in massa, della pressione statica, pressione totale e temperatura statica.

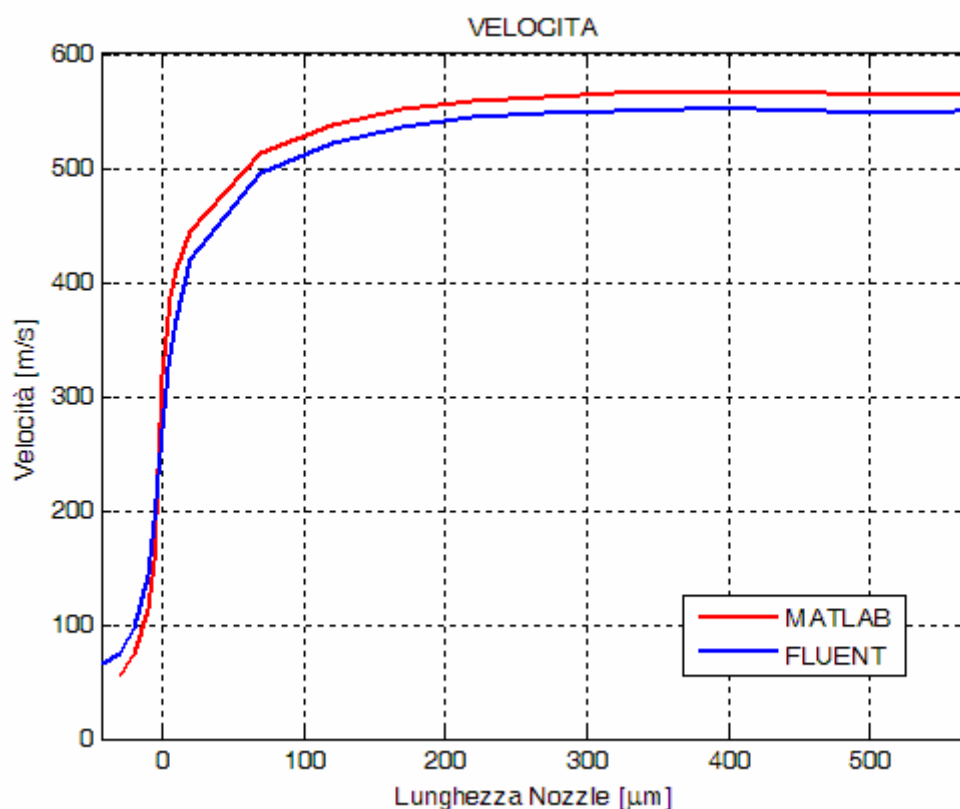


Figura 3.15: Velocità, confronto tra simulazioni Matlab e Fluent.

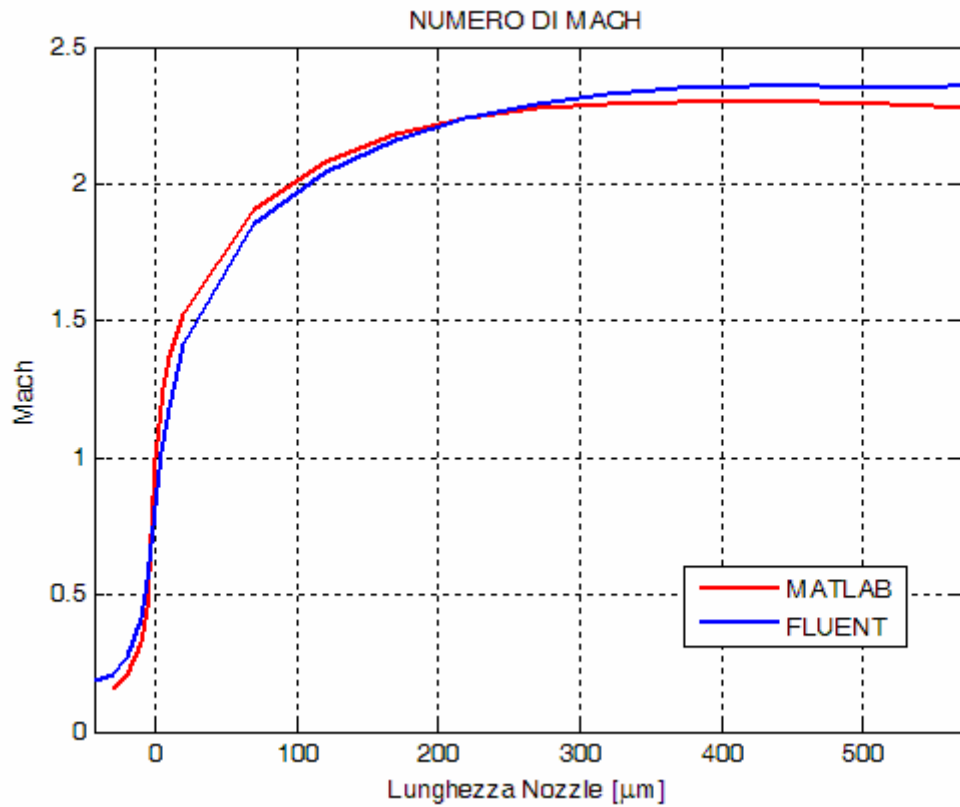


Figura 3.16: Numero di Mach, confronto tra simulazioni Matlab e Fluent.

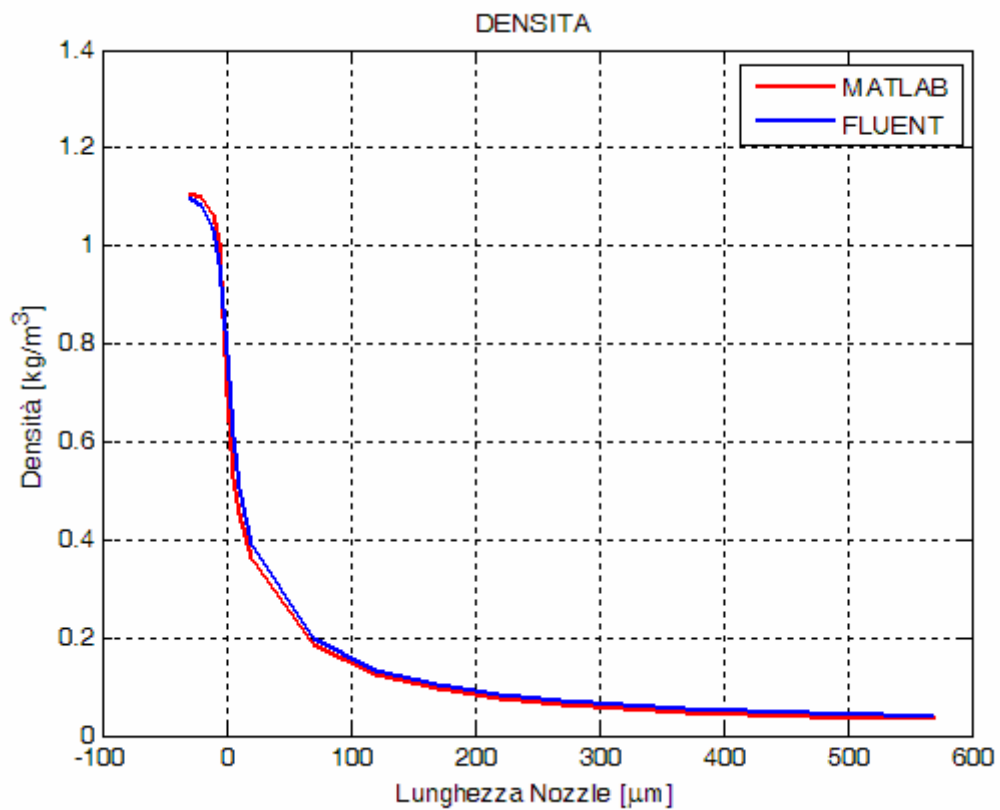


Figura 3.17: Densità, confronto tra simulazioni Matlab e Fluent.

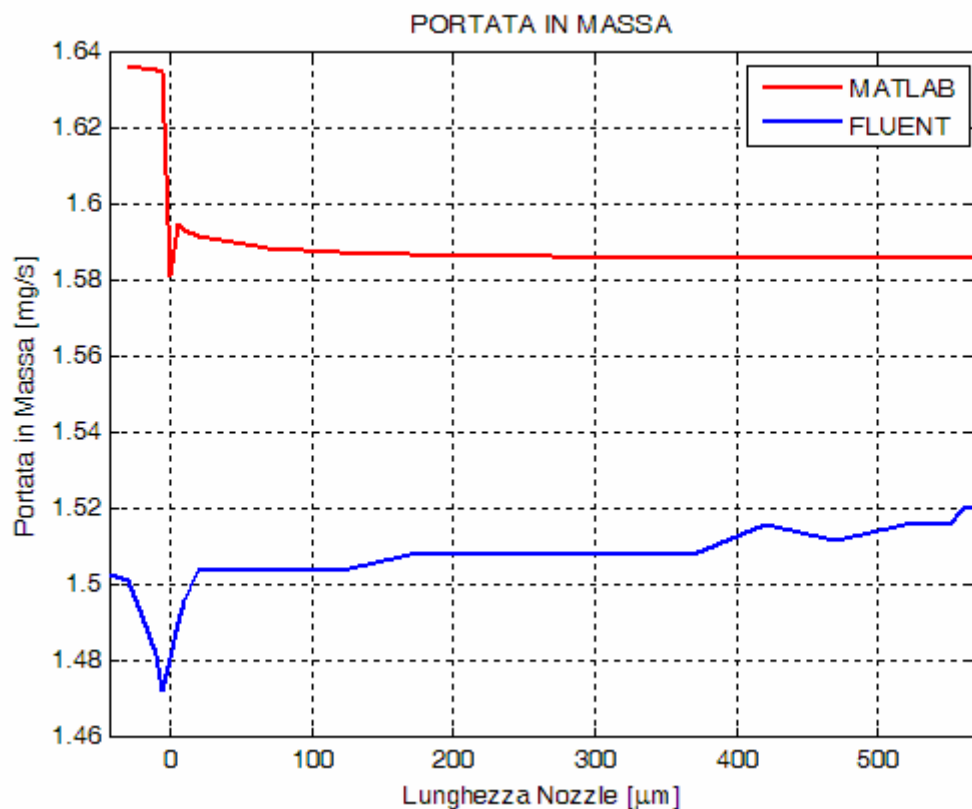


Figura 3.18: Portata in massa, confronto tra simulazioni Matlab e Fluent.

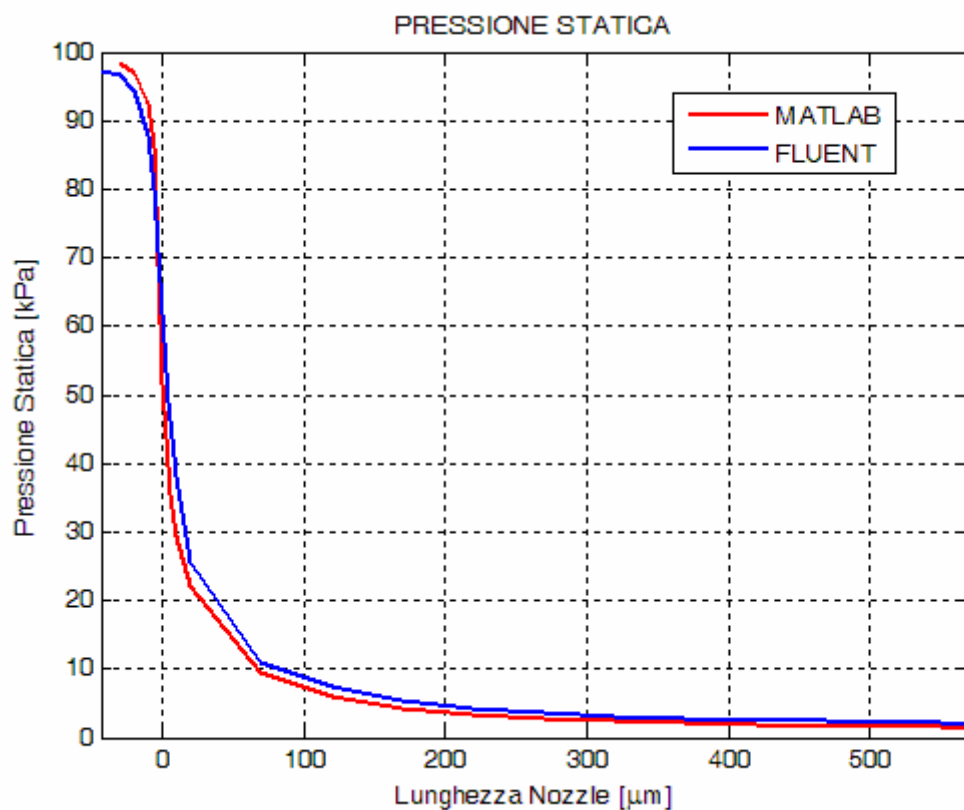


Figura 3.19: Pressione statica, confronto tra simulazioni Matlab e Fluent.

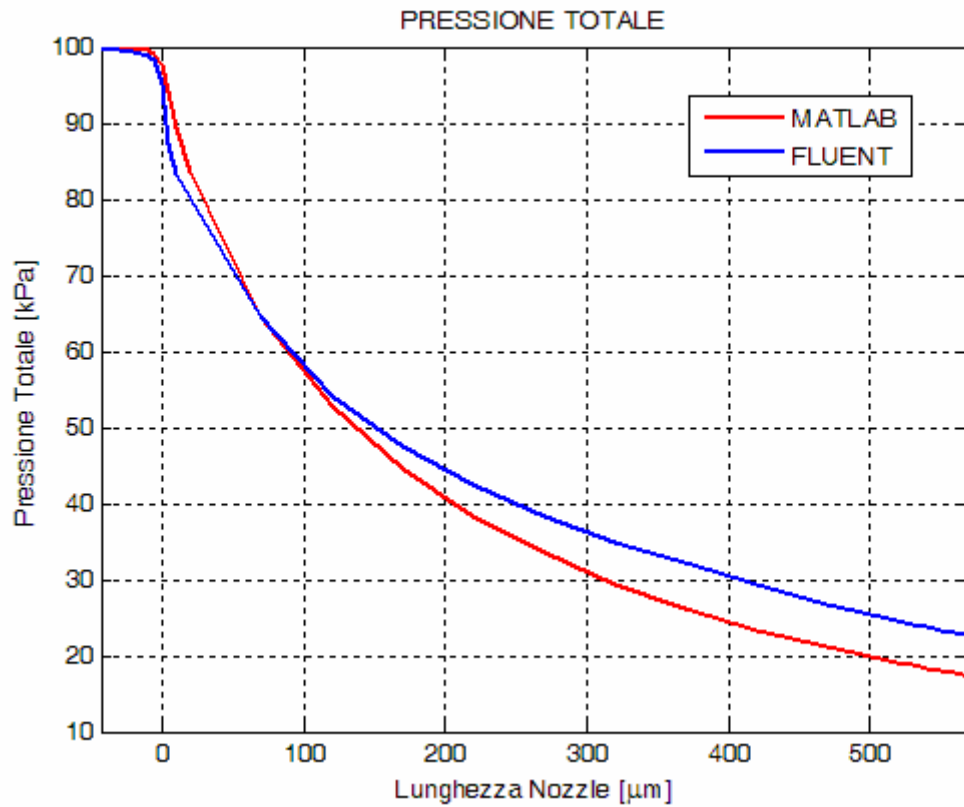


Figura 3.20: Pressione totale, confronto tra simulazioni Matlab e Fluent.

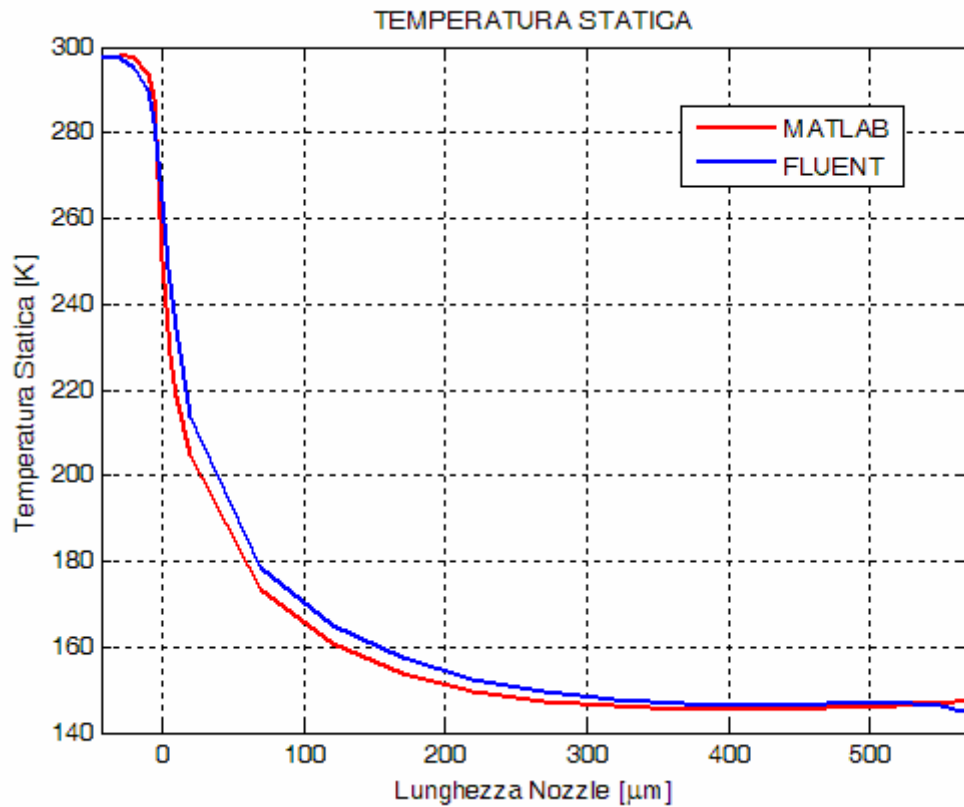


Figura 3.21: Temperatura statica, confronto tra simulazioni Matlab e Fluent.

Come si può vedere dai grafici precedenti gli errori commessi sono intorno al 5% nella stima della velocità, del numero di mach, della portata in massa, della densità e della temperatura statica, mentre nel caso di pressione statica e totale gli errori si portano intorno al 30%. Il motivo di errori non contenuti nella stima delle pressioni verrà discusso in seguito.

Notiamo comunque che la spinta può essere vista come la somma di due contributi, uno denominato spinta impulsiva e l'altro spinta in pressione. Generalmente il contributo in pressione è solo una piccola parte della spinta totale, di conseguenza l'errore, anche se non contenuto, non introduce effetti rilevanti nella determinazione della stessa.

Confrontiamo quindi i valori di spinta forniti, tabella 3.7, ricavati utilizzando l'equazione 3.1 riportata di seguito e scritta come somma del contributo impulsivo e del contributo di pressione:

$$F = F_I + F_{II} = \dot{m} u_e + (p_e - p_a) A_e$$

Dove p_a è posto uguale a zero poiché il thruster opera nel vuoto.

Spinta [mN]	Matlab	Fluent
$F_I = \dot{m} u_e$	0,8663	0,8312
$F_{II} = (p_e - p_a) A_e$	0,1231	0,1496
$F = F_I + F_{II}$	0,9894	0,9808
Errore percentuale [%]	0,9	

Tabella 3.7: Parametri ricavati dalla prima e ultima iterazione.

Come si può facilmente osservare, l'errore che si commette nella stima della spinta è pressoché irrilevante.

3.8 ANALISI DEI MICROTHRUSTER A DIVERSI REYNOLDS

Analizziamo in questo paragrafo l'impatto del numero di Reynolds sui fenomeni viscosi. L'importanza di ciò risiede nel fatto di mostrare come i parametri propulsivi e le efficienze subiscano una drastica diminuzione per numeri di Reynolds inferiori a 1000. La conoscenza degli spessori dello strato limite, e in particolar modo dello spessore di spostamento e dello spessore di quantità di moto, forniscono un'idea esaustiva su come e quanto il modello reale si discosta dal caso ideale [16,17]. Le figure 3.22a – 3.22b riportano l'andamento dello spessore di spostamento in funzione della lunghezza del tratto divergente del thruster, entrambi adimensionalizzati rispetto al diametro di gola, per diversi numeri di Reynolds.

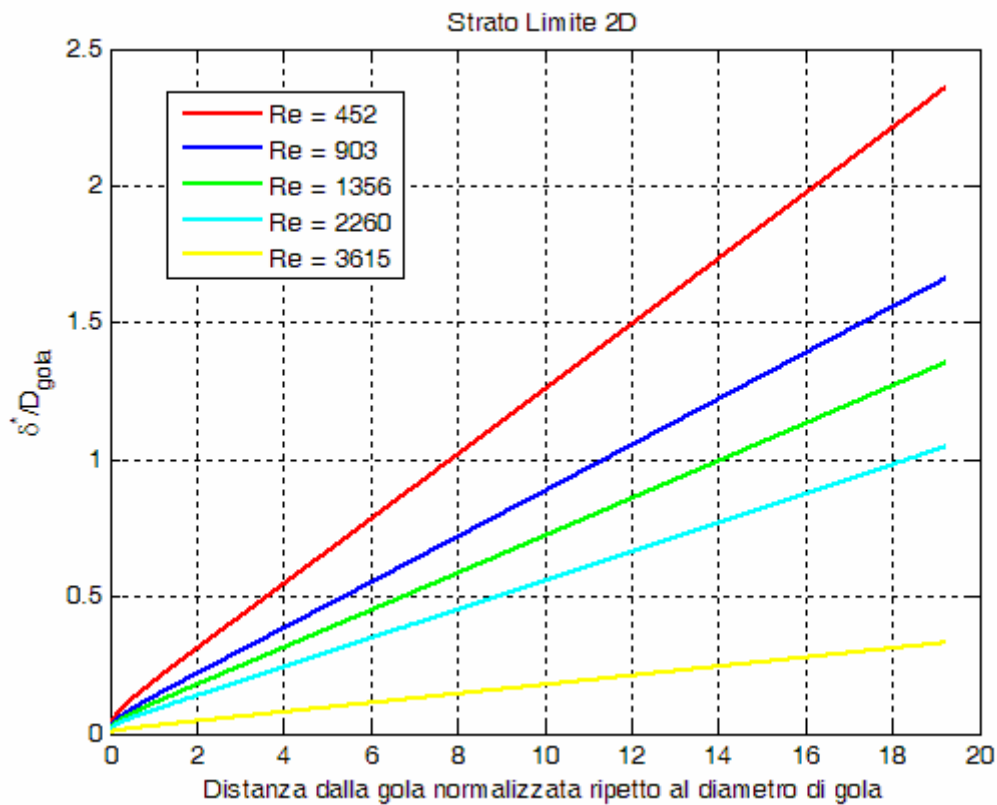


Figura 3.22a: Spessore di Spostamento in funzione della distanza dalla sezione di gola, adimensionalizzati rispetto alla gola.

Come è possibile vedere da entrambe le figure, l'andamento di tale spessore è pressoché lineare e cresce spostandosi a valle della sezione di gola. Le curve sono riferite ad un thruster avente $AR = 15$ e mostrano come la pendenza delle curve aumentino al diminuire del numero di Reynolds ovvero all'aumentare degli effetti viscosi. Poiché lo spessore di spostamento

fornisce di fatto un'idea di quanto l'area ideale viene ridotta per effetto viscoso, e quindi per la presenza dello strato limite, possiamo di fatto calcolarci, in termini percentuali, tale riduzione d'area, riferita al caso 2D.

Per $Re = 2260$, figura 3.22a, lo spessore adimensionalizzato nella sezione d'uscita risulta circa 1.05. Questo significa che, considerando un dispositivo avente $AR = 15$, il rapporto tra i due valori appena menzionati rappresenta, in termini percentuali, il deficit di area rispetto al caso ideale, pari al 7% nel caso in esame. È possibile quindi definire un'area effettiva ovvero l'area geometrica (o ideale) ridotta a causa dello spessore di spostamento ed espressa in termini percentuali rispetto all'area geometrica (nel nostro caso il 93%). Al diminuire del numero di Reynolds l'area effettiva cala drasticamente come facilmente calcolabile nel caso di $Re = 226$ di figura 3.22b, in cui lo spessore adimensionalizzato in uscita risulta pari a 3.35 (il 22.3% dell'area d'uscita).

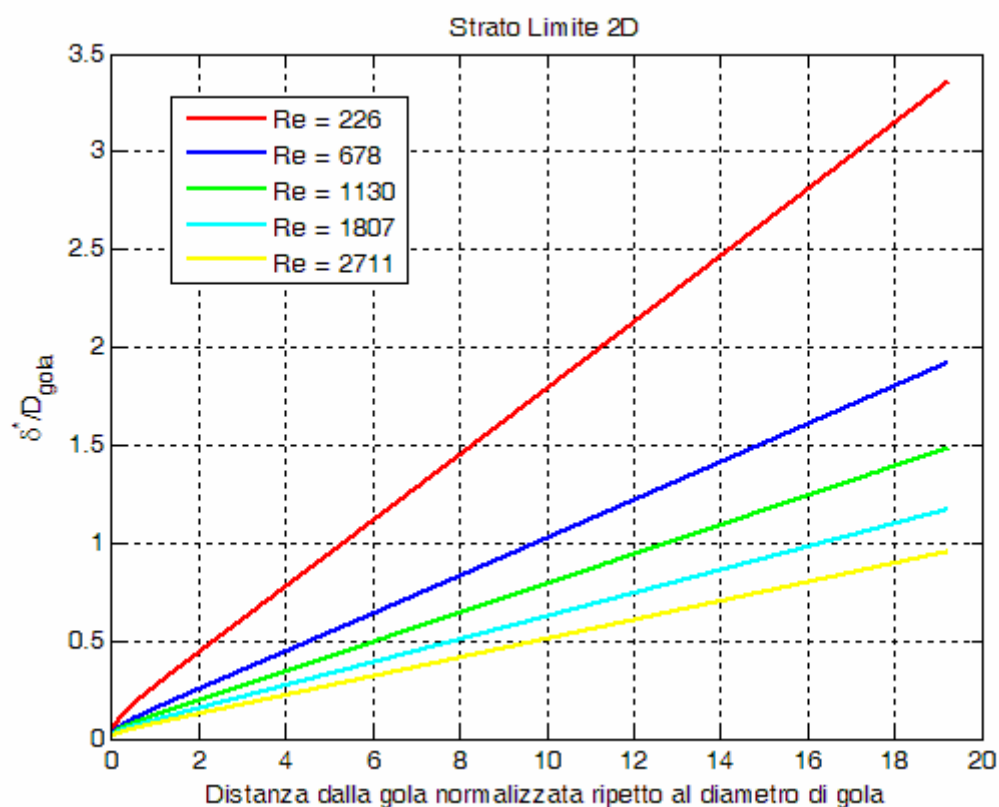


Figura 3.22b: Spessore di Spostamento in funzione della distanza dalla sezione di gola, adimensionalizzati rispetto alla gola.

Per meglio chiarire il concetto di area geometrica ed area effettiva costruiamo i grafici di figura 3.23a – 3.23b, in cui si riportano al variare del numero di Reynolds, l'andamento

dell'*Area Ratio* effettivo in funzione dell'*Area Ratio* geometrico. Nel caso 2D, l'AR effettivo è il rapporto tra l'area effettiva della generica sezione, definita precedentemente, e l'area effettiva di gola. Le quantità effettive sono state ottenute riducendo quelle geometriche della quantità pari al doppio dello spessore di spostamento. Analizzando i due casi limite di figura 3.23a – 3.23b, rispettivamente a $Re = 452$ e $Re = 226$, si nota come la riduzione percentuale in termini di AR tra caso geometrico ed effettivo sia rispettivamente del 15,73% e del 22,38% .

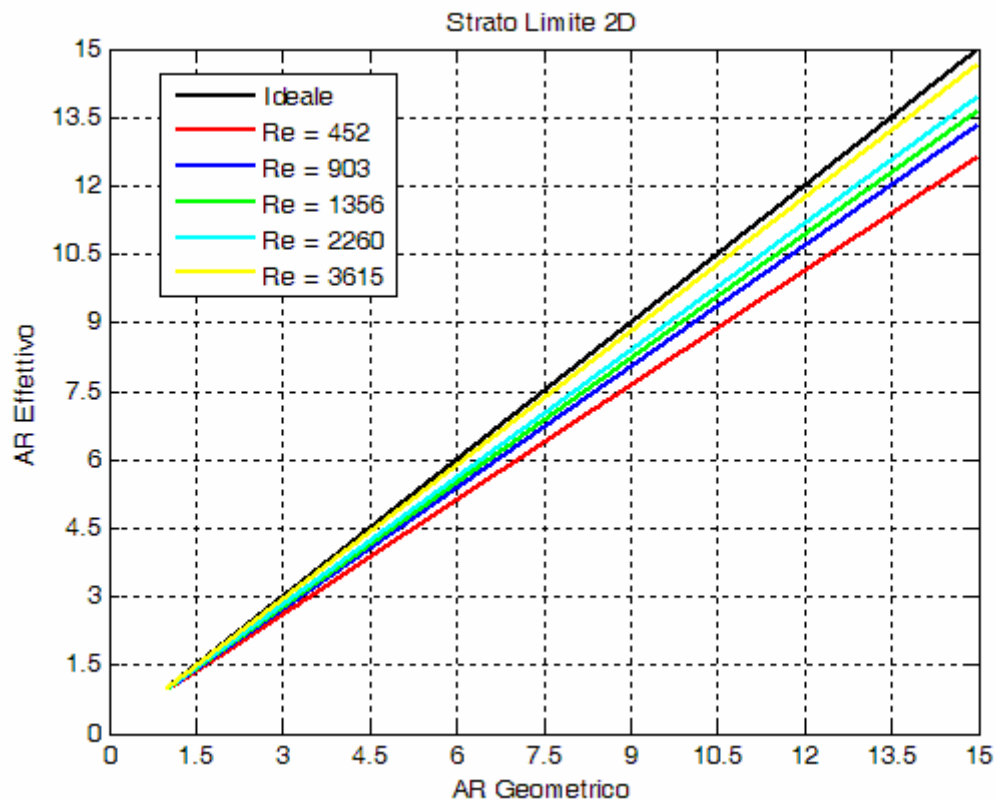


Figura 3.23a: Variazione di AR effettiva rispetto ad AR geometrica (caso 2D).

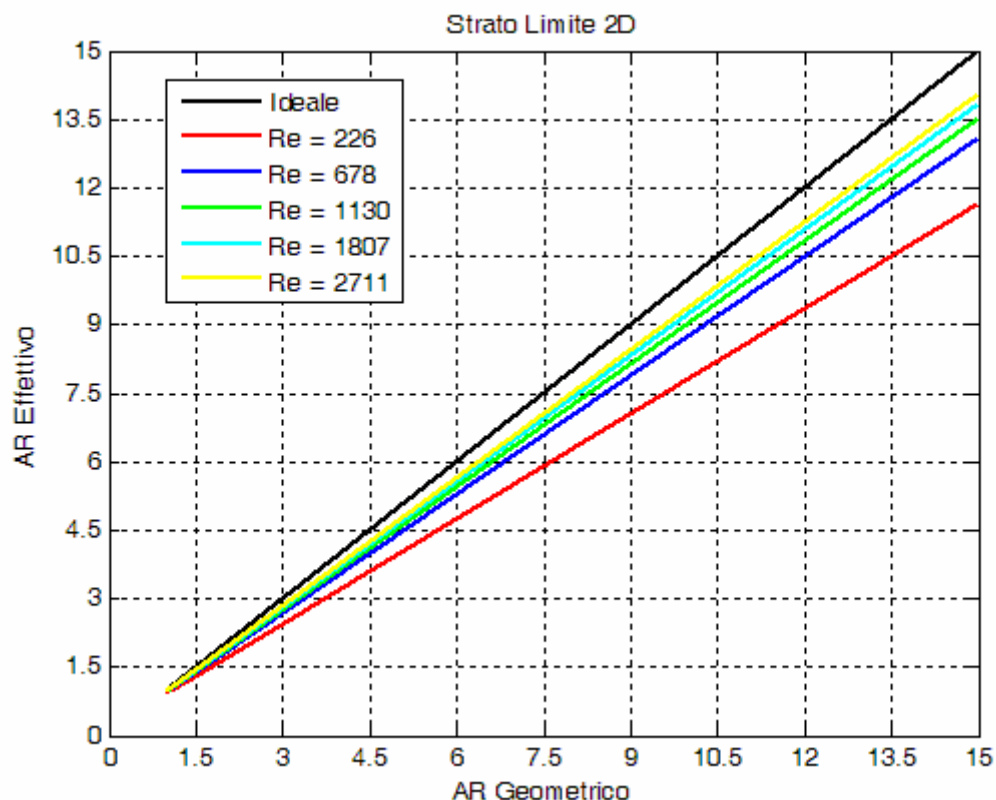


Figura 3.23b: Variazione di AR effettiva rispetto ad AR geometrica (caso 2D).

Il calcolo dello spessore di spostamento è stato esteso al caso 3D, indispensabile per fornire valutazioni non solo in termini di efficienze propulsive, ma anche, come verrà mostrato nel capitolo 5, per fornire indicazioni sul calcolo numerico della spinta ottenibile.

Come nel caso 2D, possiamo definire un'area effettiva, figura 3.24, ottenuta sottraendo dall'area geometrica lo spessore di spostamento sia lungo l'apertura del divergente D, sia attraverso la profondità di scavo H del thruster.

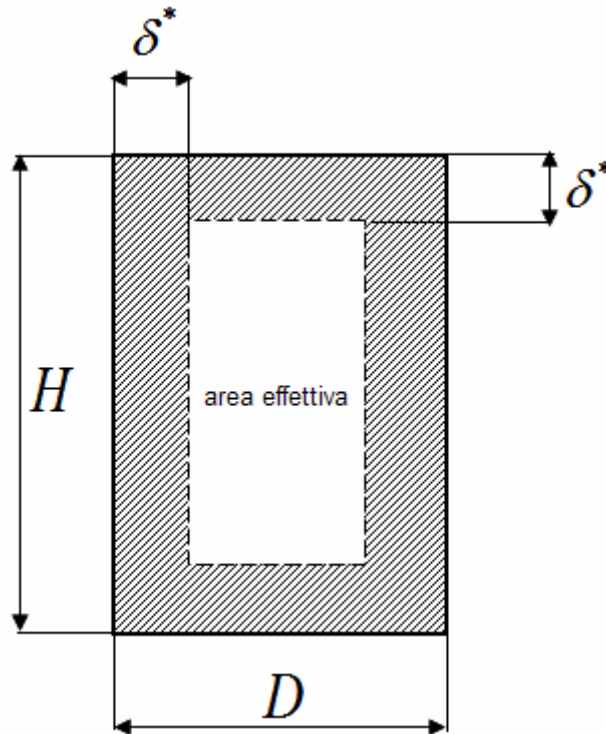


Figura 3.24: Definizione di area effettiva a partire dallo spessore di spostamento.

Va detto che tale assunzione risulta tanto più valida quanto più il rapporto H/D risulta alto. Poiché infatti lo spessore dello strato limite è funzione della dimensione caratteristica minima, nel nostro caso il diametro di gola, appare evidente che ridurre lo spessore H del thruster di una quantità pari allo spessore di spostamento risulta valido, a rigore, solo se H è maggiore della dimensione D utilizzata per determinare le grandezze dello strato limite. Generalmente tale condizione non è mai verificata lungo tutto il tratto divergente del dispositivo. Difatti mentre la profondità H del thruster è costante lungo tutta la lunghezza del divergente, per motivi che verranno illustrati nel capitolo successivo, il diametro aumenta spostandosi dalla sezione di gola alla sezione di uscita. Come conseguenza si ha che il rapporto H/D tende a diminuire se non a diventare minore di 1. A questo punto le grandezze dello strato limite andrebbero calcolate riferite alla nuova dimensione minima H e non più D . Tuttavia, qualora si verificasse tale condizione, ciò avverrebbe in una sezione in cui lo spessore di spostamento calcolato utilizzando come riferimento D oppure H non varia significativamente il proprio valore. Di conseguenza assumiamo che le grandezze dello strato limite sono calcolate in riferimento alla dimensione D , anche se questo potrebbe introdurre errori nella stima dell'andamento delle pressioni, come dimostrabile alla fine del paragrafo precedente.

Le figure 3.25a – 3.25b mostrano come l'AR effettivo varia rispetto all'AR geometrico in funzione del numero di Reynolds. Nel caso di $Re = 452$ l'area ratio effettivo cala del 48% rispetto a quello geometrico.

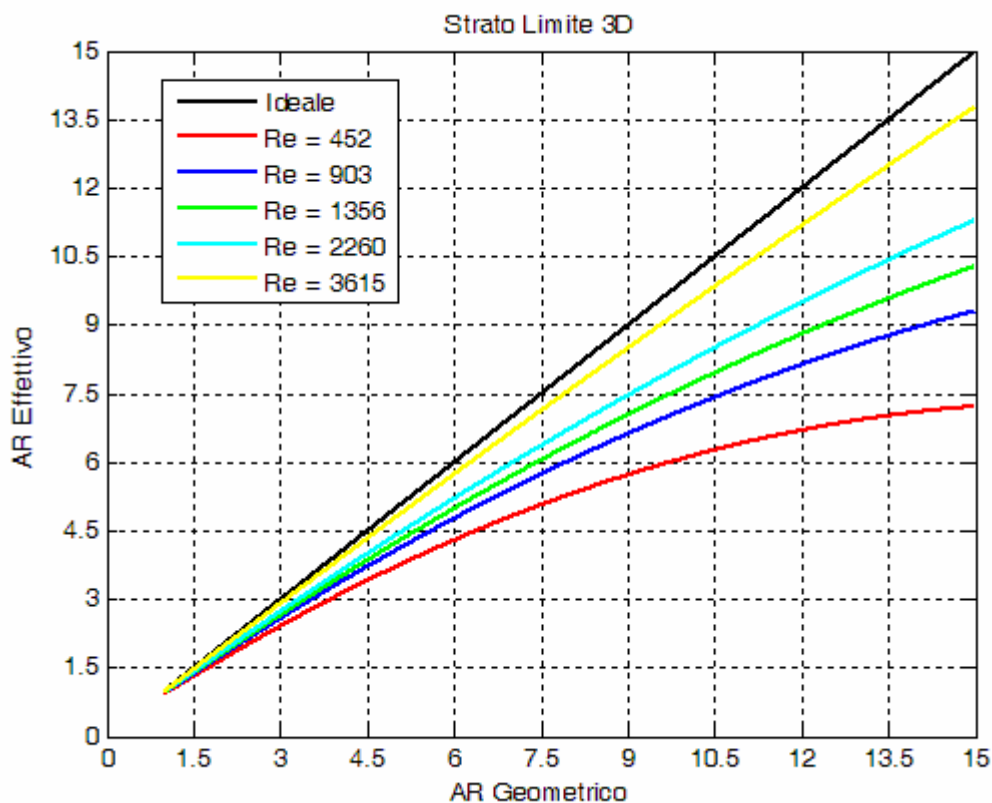


Figura 3.25a: Variazione di AR effettiva rispetto ad AR geometrica (caso 3D).

Per scongiurare la separazione dello strato limite è sufficiente avere un gradiente di pressione favorevole, condizione che si traduce nell'avere $dp/dx < 0$ in ogni sezione del condotto divergente [15]. Il fatto che l'area ratio effettiva aumenta lungo il nozzle rappresenta una condizione di gradiente di pressione favorevole, eliminando quindi il pericolo della separazione. Spesso però, per bassi valori del numero di Reynolds ed elevati valori di AR, può verificarsi la condizione di decrescenza dell'area effettiva, e quindi la separazione può verificarsi. Tale situazione è visibile in figura 3.25b per $Re = 226$. Ovviamente il modello semplificato proposto non consente di ottenere informazioni su ciò che avvenga quando il flusso separa, anche se intuitivamente ciò comporta una perdita della pressione totale del flusso e quindi un decadimento repentino dei parametri propulsivi quali spinta ed impulso specifico.

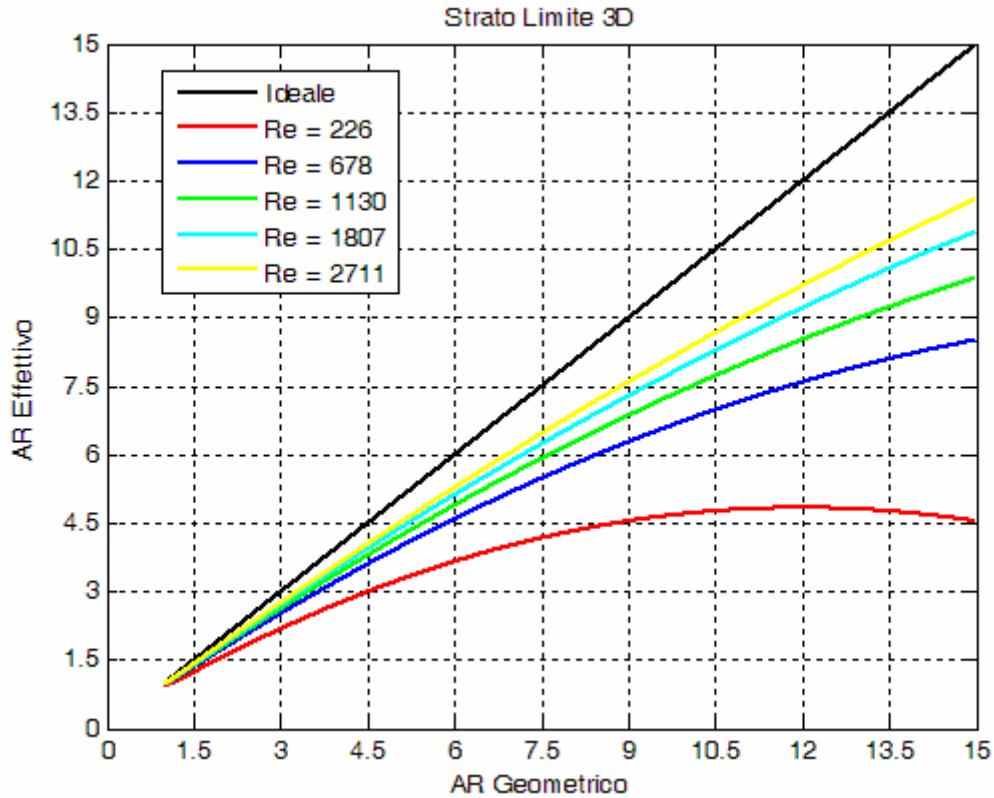


Figura 3.25b: Variazione di AR effettiva rispetto ad AR geometrica (caso 3D).

Siamo ora in grado di mostrare l'andamento dell'efficienza di portata in massa, di spinta ed impulso specifico, definite dalla 3.13, in funzione del numero di Reynolds. Come è facile aspettarsi tali efficienze tenderanno a calare per bassi numeri di Reynolds per effetto degli sforzi viscosi e dello strato limite. La conseguenza fondamentale dello strato limite infatti è quello di generare sforzi a parete che di fatto riducono la capacità dell'energia di convertirsi in energia cinetica utilizzabile agli scopi propulsivi. Parte dell'energia, nel caso di dispositivi a gas freddo il contenuto energetico è espresso dalla pressione totale, viene infatti dissipata per contrastare gli sforzi a parete e di conseguenza grandezze tipo portata in massa subiranno una diminuzione per effetto del calo di pressione totale. Come si vede dalle figure 3.26 – 3.28, analizzando un microthruster alimentato ad azoto alla temperatura di 300 K avente diametro di gola di 40 micron, profondità di scavo di 220 micron e un $AR = 10$, il calo delle efficienze è drastico ai più bassi numeri di Reynolds.

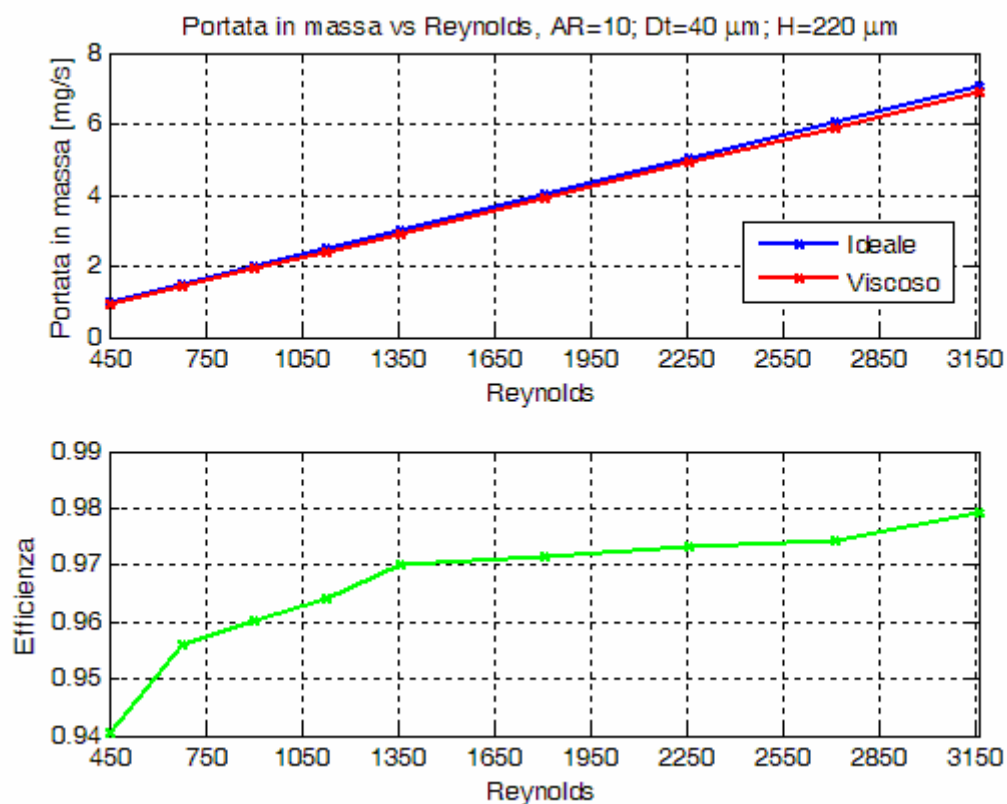


Figura 3.26: Portata in massa ed efficienza in funzione del numero di Reynolds.

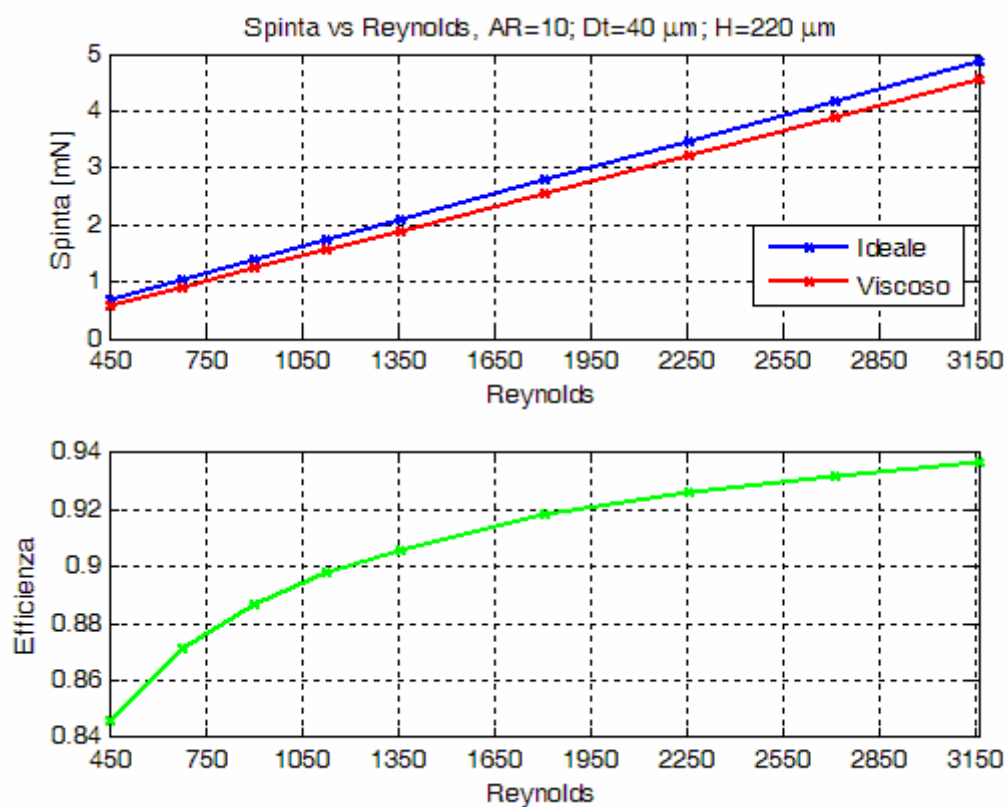


Figura 3.27: Spinta ed efficienza in funzione del numero di Reynolds.

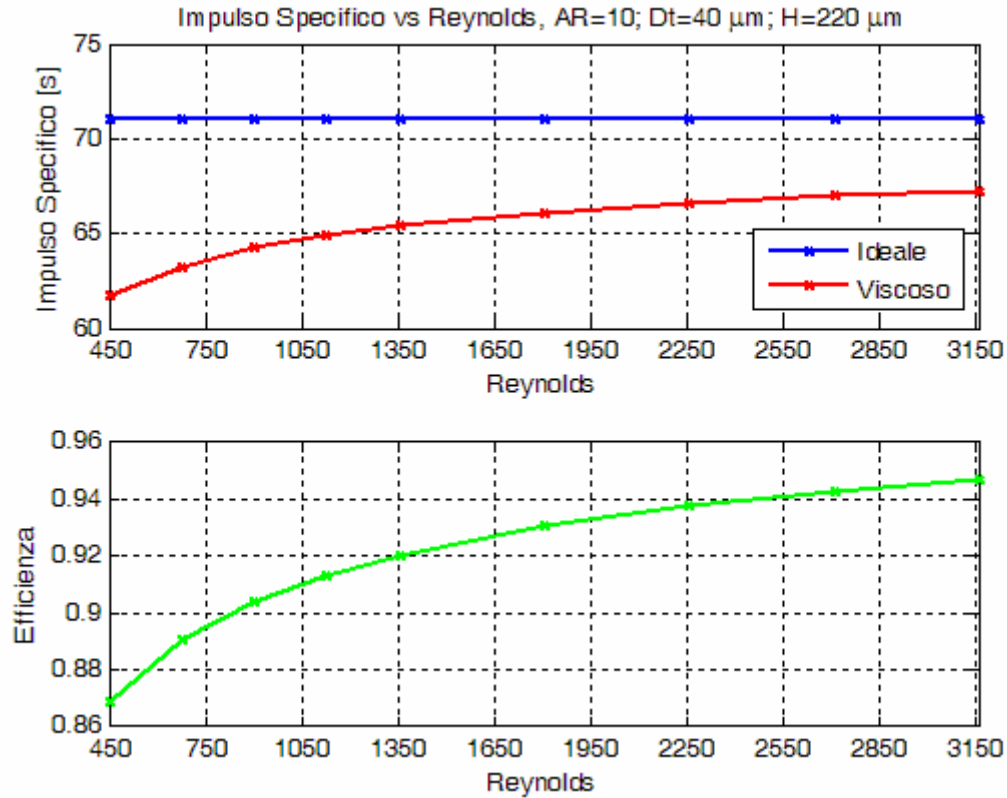


Figura 3.28: Impulso specifico ed efficienza in funzione del numero di Reynolds.

Come era facile aspettarsi il calo d'efficienza è più marcato nel caso della spinta poiché risulta direttamente proporzionale al prodotto tra portata in massa ed impulso specifico.

Resta infine da chiedersi quanto i risultati appena ottenuti siano veritieri o meno dal punto di vista sperimentale. Tale aspetto verrà comunque mostrato nel capitolo 5.

3.9 CONCLUSIONI

In questo capitolo è stato proposto un modello semplificato, sviluppato in ambiente Matlab per l'analisi di microthruster, basato sull'assunzione di flusso quasi monodimensionale. Tale software vuole essere uno strumento in grado di ottenere una geometria ottima in termini di spinta richiesta a partire da parametri di natura geometrica e termodinamica. La soluzione che si ottiene fornisce risultati tutto sommato apprezzabili, se confrontati con quelli ottenuti mediante il software commerciale Fluent 6, e soprattutto permette di ottenere soluzioni in tempi estremamente rapidi.

Da quanto emerso pare evidente come il flusso all'interno di microdispositivi è sostanzialmente governato dall'entità del numero di Reynolds, e a tal proposito sono stati esaminati flussi a diversi Reynolds al fine di meglio comprendere e valutare gli effetti derivanti dagli sforzi viscosi. I risultati delle simulazioni hanno mostrato che la presenza dello strato limite comporta una repentina diminuzione dell'area effettiva con conseguente diminuzione delle efficienze di portata in massa, spinta ed impulso specifico che nel caso di più basso Reynolds analizzato ($Re = 226$) risultano essere rispettivamente di 94%, 85%, 87%. Al fine di scongiurare la separazione dello strato limite risulta conveniente lavorare con bassi valori di AR, generalmente mai superiori a 15, ed inoltre dispositivi con alti valori di H/D sono da preferirsi.

4

Sistema di micropropulsione a gas freddo per il microsatellite ALMASat-1

4.1 IL MICROSATELLITE ALMASAT-1

Le trattazioni teoriche e numeriche ampiamente discusse nei precedenti capitoli, trovano applicazione nella progettazione e realizzazione di un sistema di micropropulsione a gas freddo da imbarcare a bordo del microsatellite ALMASat-1 [18], progettato e realizzato nei laboratori di Forlì della II Facoltà di Ingegneria dell'Università di Bologna.

Il microsatellite ALMASat-1, in figura 4.1 è possibile vederne il mock-up e una sua rappresentazione al CAD, presenta le seguenti caratteristiche:

- Dimensioni: 300 x 300 x 300 mm;
- Struttura: modulare a 6 cassette in alluminio;
- Massa totale stimata: ~ 12 kg;
- Sistema di controllo d'assetto: stabilizzato a tre assi mediante ruota di momento e bobine magnetiche;
- Potenza disponibile: ~ 15 W;
- Controllo termico: tipo passivo;
- Payload: sistema di micropropulsione a gas freddo.

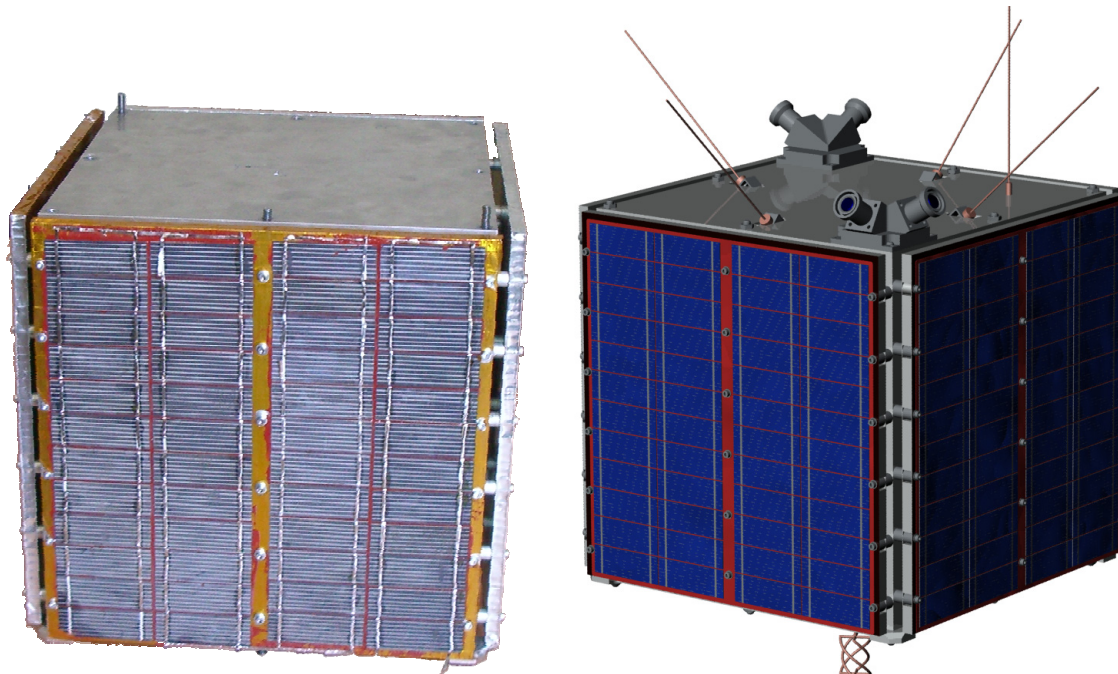


Figura 4.1: Mock-up e disegno al CAD del Satellite ALMASat-1.

Il sistema di micropropulsione è realizzato per occupare all'incirca il 15% del spazio disponibile, poiché di fatto occuperà interamente uno dei sei cassettei disponibili. In figura 4.2 è riportata un immagine del cassetto in esame, il cui ingombro risulta essere di 300 x 300 x 50 mm. Le modeste dimensioni a disposizioni soprattutto per quanto riguarda il serbatoio, come verrà mostrato successivamente, non consentono di stivare a bordo un quantitativo elevato di propellente, di conseguenza il Δv fornibile dal sistema risulterà di modesta entità.

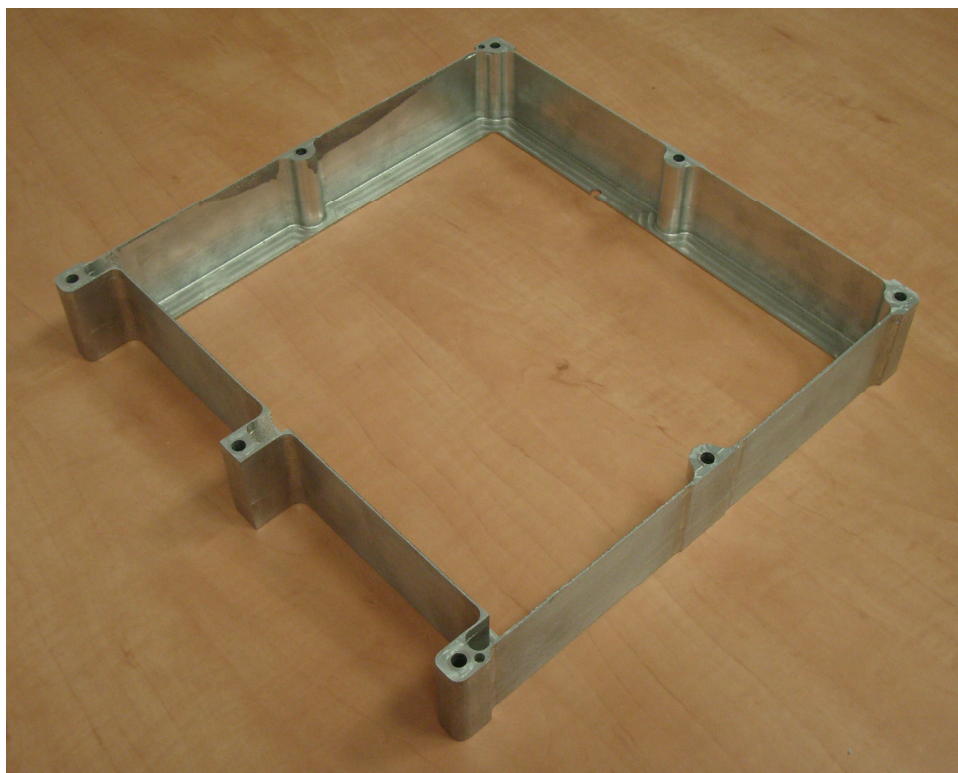


Figura 4.2: Cassetto d'alluminio (300 x 300 x 50) disponibile per la micropropulsione.

Va precisato che tale scelta è guidata dalle specifiche di missione del microsatellite in esame, il cui obiettivo è quello di dimostratore tecnologico. Essendo ALMASat-1 il primo satellite che l'Università di Bologna si appresta a mandare in orbita, l'obiettivo primario della missione risulta la realizzazione, messa e mantenimento in orbita del satellite stesso. Tra gli obiettivi non vi è quindi quello di dover effettuare controllo d'assetto e mantenimento orbitale per l'intera durata della missione, stimata in circa 12-18 mesi, bensì dimostrare che ogni singolo sistema e sottosistema possa assolvere nel miglior modo possibile il compito per cui è stato progettato.

Ogni singolo cassetto del microsatellite sarà dedicato a particolari sistemi o sottosistemi tra cui il modulatore in banda S (2.4 GHz), l'amplificatore e l'antenna per il primo cassetto;

4 - Sistema di micropropulsione a gas freddo per il microsatellite ALMASat-1

dispositivi per la determinazione ed il controllo d'assetto effettuate con due magnetometri a tre assi (ridondanti) ed una ruota di momento con relative schede di controllo nel secondo; il sistema di micropropulsione nel terzo; le schede di telemetria nel quarto cassetto; il modem digitale nel quinto; la parte radio di comunicazione in banda UHF (435 MHz) e VHF (144 MHz) nel sesto ed ultimo cassetto.

Tra gli utilizzi del sistema di micropropulsione vi è quello di generare coppie o momenti necessari per effettuare controllo d'assetto a tre assi con o senza l'ausilio di altri sistemi. A tal fine saranno utilizzati 12 microthruster in configurazione cluster a gruppi di 3 montati sui quattro spigoli del satellite, mediante un opportuno supporto di cui parleremo in seguito, come mostrato in figura 4.3.

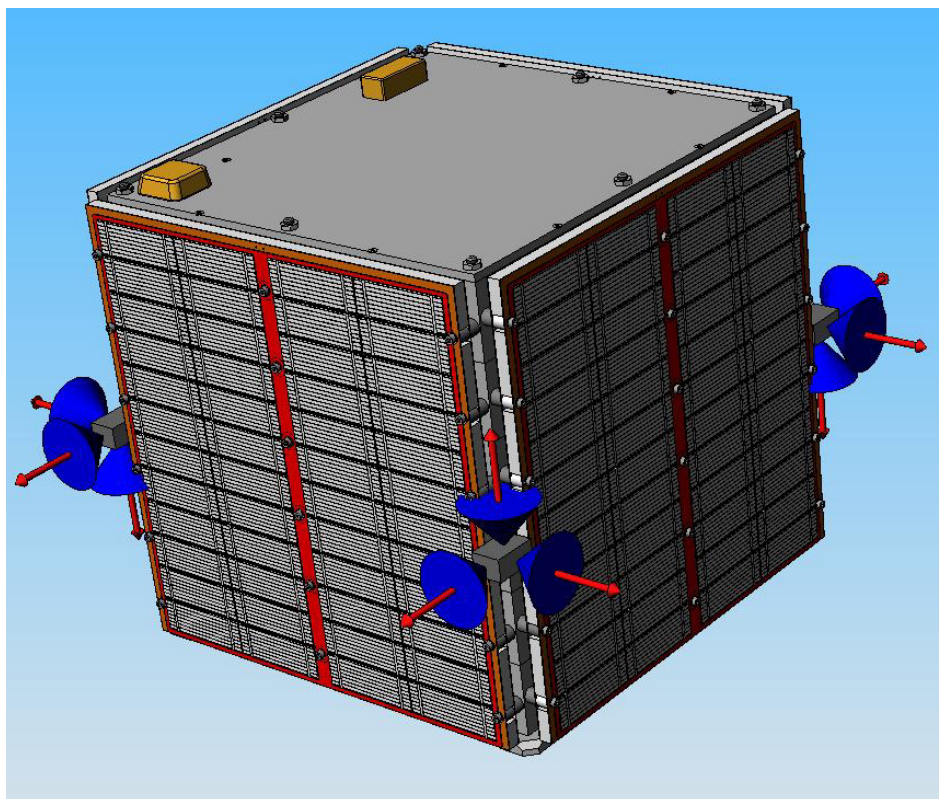


Figura 4.3: Schematizzazione di coppie e momenti generabili con la micropropulsione.

È bene precisare che il sistema di micropropulsione non sarà l'unico sistema in grado di provvedere al controllo d'assetto, poiché il controllo a tre assi verrà effettuato per la durata nominale della missione con bobine magnetiche ed una ruota di momento. Oltretutto, fra gli impieghi del sistema di micropropulsione c'è anche quello di provvedere alla desaturazione della ruota di momento, quando questo sarà necessario.

Il corretto funzionamento delle valvole che alimentano i thruster, l'elettronica di controllo, la ricezione e trasmissione dei dati acquisiti, il grado di accuratezza nel controllo d'assetto, la velocità per desaturare la ruota di momento, solo per citarne alcuni, rappresentano l'obiettivo principale del sistema di micropropulsione.

4.2 SPECIFICHE DEL SISTEMA DI MICROPROPULSIONE

Nel determinare le specifiche del sistema di micropropulsione a gas freddo, bisogna tener conto di molteplici fattori. Un primo aspetto da considerare è legato al tipo di compito che tale sistema deve assolvere. Nella fattispecie, a causa delle ridotte dimensioni del satellite e della massa disponibile, l'utilizzo maggiore sarà legato al controllo d'assetto e alla desaturazione della ruota di momento piuttosto che a manovre di cambiamento orbitale. Come conseguenza avremo quindi che il range di spinta dei microthruster dovrà essere commisurato all'entità dell'errore di puntamento e del tempo di acquisizione della manovra in funzione della spinta disponibile. Appare evidente che, a seconda della massa del satellite, le bassissime spinte, se da una parte consentono di avere accuratezze elevate, dall'altra parte necessitano di tempi di acquisizione manovra tanto più elevati tanto più alta risulta l'inerzia del satellite. Inoltre spinte troppo alte applicate a satelliti di piccola massa, non consentono l'acquisizione della manovra in termini di accuratezza, rendendo instabile il sistema di spinta.

La tabella 4.1, fornisce in maniera approssimata l'errore di puntamento e il tempo di acquisizione della manovra in funzione del range di spinta e della massa del satellite [18].

4 - Sistema di micropulsione a gas freddo per il microsatellite ALMASat-1

Massa Spinta	10 kg	100 kg	1000 kg
1 mN	Errore di puntamento: 1°-2° Tempo di acquisizione: 10 ³ s	Errore di puntamento: 2° Tempo di acquisizione: 10 ⁴ 10 ⁵ s	Spinta non sufficiente
30 mN	Errore di puntamento: 3°-4° Tempo di acquisizione: 10 ² s	Errore di puntamento: 1°-2° Tempo di acquisizione: 10 ³ s	Errore di puntamento: 1°-2° Tempo di acquisizione: 10 ⁵ s
100 mN	Instabile	Errore di puntamento: 1°-2° Tempo di acquisizione: 10 ² s	Errore di puntamento: 1°-2° Tempo di acquisizione: 10 ³ 10 ⁴ s

Tabella 4.1: Errore di puntamento e tempo di acquisizione manovra in funzione del range di spinta e della massa del satellite.

In base alle specifiche di tabella 4.1, si è pensato di montare a bordo del microsatellite ALMASat-1 microthruster aventi livelli di spinta dell'ordine di 1 mN.

Una volta stabilito il range di spinta e il propellente utilizzato, azoto (N₂) stivato alla temperatura ambiente di circa 300 K, viene automaticamente definito l'impulso specifico e la portata in massa di gas. La scelta di utilizzare azoto come propellente è motivata sostanzialmente dal fatto di adoperare un gas inerte e non tossico oltre che di facile reperibilità. La stima della portata in massa consente di valutare il giusto quantitativo di propellente da stivare all'interno del serbatoio. Generalmente l'utilizzo di thruster per il controllo d'assetto dipende da molteplici fattori, tra cui la quota orbitale (variabile tra i 350 e 600 km nel caso di orbita tipo LEO) e i disturbi che ad essa sono associati (prettamente resistenza aerodinamica e coppie di disturbo).

Poiché il sistema di micropulsione rappresenta solo uno dei sistemi disponibili a bordo per compiere manovre di controllo d'assetto oltre che un vero e proprio esperimento, si è deciso di limitare l'utilizzo dei thruster ad un tempo di 20.000 secondi, in virtù anche dello spazio a bordo disponibile per gli esperimenti di micropulsione. Compatibilmente con il volume a disposizione per lo stoccaggio del propellente è possibile quindi calcolare la massa

di gas necessaria e, ovviamente, la pressione a cui contenerla. Come visto nel paragrafo precedente, le dimensioni del cassetto per alloggiare il sistema di micropropulsione (300 x 300 x 50 mm) non consentono volumi maggiori di 0.4 litri, di conseguenza il raggio massimo del serbatoio risulta, rispettivamente per serbatoio cilindrico e sferico di:

$$r = \sqrt{\frac{V}{L\pi}} = \sqrt{\frac{400000}{200 \cdot \pi}} \approx 25 \text{ mm}$$

$$r = \sqrt[3]{\frac{3}{4\pi} V} = \sqrt[3]{\frac{3}{4\pi} \cdot 400000} \approx 45 \text{ mm}$$

Stimando la portata in massa dei thruster in 1 mg/s ricaviamo la massa di propellente necessaria e successivamente la pressione di stivaggio del gas all'interno del serbatoio:

$$M = \dot{m} \cdot t = 1 \text{ mg} / \text{s} \cdot 20000 \text{ s} = 20 \text{ g}$$

$$P = \frac{M}{V} \cdot \frac{R}{MM_{N_2}} \cdot T = \frac{20 \times 10^{-3} \text{ kg}}{0.4 \times 10^{-3} \text{ m}^3} \cdot \frac{8314 \text{ J} \cdot \text{K}^{-1} \cdot \text{kmol}^{-1}}{28 \text{ kg} \cdot \text{kmol}^{-1}} \cdot 300 \text{ K} \approx 4.5 \text{ MPa}$$

La stima del peso del serbatoio può essere ricavata a partire dallo spessore di parete del serbatoio stesso. Indicando con σ il carico di snervamento del materiale scelto, con D il diametro esterno del serbatoio e con n il coefficiente di sicurezza, è possibile ricavare lo spessore minimo di parete del serbatoio alla pressione P, applicando la relazione empirica di equazione 4.1:

$$t = \frac{P \cdot D \cdot n}{2 \cdot \sigma} \quad (4.1)$$

Nel caso di lega di alluminio ($\sigma=360$ MPa) con coefficiente di sicurezza pari a 3, lo spessore risulta essere di 1 mm. Nel caso di serbatoio cilindrico il peso risulterebbe di 170 g, mentre nel caso sferico di 130 g, con un rapporto massa propellente – massa serbatoio compreso tra 0.13 e 0.17, decisamente buono.

4 - Sistema di micropropulsione a gas freddo per il microsatellite ALMASat-1

Il valore di pressione ricavato precedentemente, è stato innalzato per giungere ad una pressione di stivaggio propellente di 5 MPa, di conseguenza il nuovo quantitativo di gas disponibile risulta:

$$M = \frac{P \cdot V}{T} \cdot \frac{MM_{N_2}}{R} = \frac{5 \times 10^6 \text{ Pa} \cdot 0.4 \times 10^{-3} \text{ m}^3}{300 \text{ K}} \cdot \frac{28 \text{ kg} \cdot \text{kmol}^{-1}}{8314 \text{ J} \cdot \text{K}^{-1} \cdot \text{kmol}^{-1}} \approx 22.5 \text{ g}$$

Il nuovo valore di gas stivato a bordo consente l'utilizzo dei thruster, alla portata in massa di circa 1 mg/s, per un tempo pari a 22.500 s. Siamo ora in grado di valutare il Δv del sistema di micropropulsione utilizzando l'equazione di Tsiolkovskij vista nel capitolo 1:

$$\Delta v = g_0 \cdot I_{sp} \cdot \ln \left(1 + \frac{M_{prop,sat}}{M_{fin,sat}} \right) = 9.81 \cdot 65 \cdot \ln \left(1 + \frac{22.5 \times 10^{-3}}{12} \right) \approx 1.2 \text{ m/s}$$

Tale valore risulta decisamente basso, come era da aspettarsi visto che il rapporto massa di propellente – massa finale del satellite risulta pari a 0.002. Ovviamente, in ottica futura, la possibilità di innalzare tale valore di uno o due ordini di grandezza se da un lato consentirebbe di disporre di aumenti di variazioni di velocità dello stesso ordine di grandezza, dall'altro comporterebbe un ingombro maggiore del serbatoio. Nell'eventualità di poter disporre di un decimo del volume totale interno del satellite (circa 27 dm³) serbatoi aventi una capacità di circa 2.7 litri (nel caso sferico serbatoi di raggio 8 cm) ad una pressione di 20 MPa consentirebbero di imbarcare 600 g di azoto, ottenendo valori di Δv pari a più di 30 m/s a discapito di un serbatoio avente massa 2.5 kg.

L'impulso totale del sistema di micropropulsione, in virtù dell'equazione 3.2 risulta pertanto:

$$I_{tot} = \int_0^t F dt = 22.5 \text{ N} \cdot \text{s}$$

Per quanto riguarda i thruster il loro impiego avverrà ad una pressione minore rispetto alla pressione ultima di esercizio delle microvalvole di alimentazione le quali, come vedremo successivamente, sono in grado di operare al massimo alla pressione di 0.6 MPa. Di conseguenza a valle del serbatoio e a monte delle microvalvole dovrà essere posto un

regolatore di pressione per poter diminuire la pressione del gas in uscita dal serbatoio e portarla a valori accettabili per le microvalvole.

La peculiarità dei microsistemi di propulsione, mediante l'utilizzo di tecnologie MEMS, è quella di poter ridurre sia livello di spinta disponibile sia l'*impulse bit* realizzabile. Nel campo dei sistemi di propulsione per il controllo d'assetto e/o puntamento fine risulta infatti di notevole importanza poter disporre del più piccolo *impulse bit* possibile. L' I_{bit} è l'impulso minimo ottenuto una volta che al thruster viene fatto compiere un ciclo di apertura e chiusura delle valvole che alimentano il thruster nel più breve tempo possibile. Il suo valore, di non facile calcolo sperimentale, è pari all'integrale della spinta durante il minimo tempo di apertura – chiusura valvola, equazione 4.2:

$$I_{bit} = \int_{valvola\ on}^{valvola\ off} F dt \quad (4.2)$$

Come riportato in letteratura [15], il propellente utilizzato per le operazioni impulsive di sparo è pari a:

$$\dot{m} = \frac{l(\Delta I_{bit})^2}{4g \cdot I \cdot I_{sp} \cdot \theta_t} \quad (4.3)$$

dove l è il braccio espresso in metri, g è la costante di gravità, I è il momento di inerzia del satellite espresso in $kg \cdot m^2$ e θ_t è la posizione angolare limite espressa in radianti. Di conseguenza, allo scopo del controllo d'assetto, una riduzione dell' I_{bit} risulta meglio rispetto ad un incremento dell'impulso specifico.

Per rendere l'idea degli I_{bit} necessari ad ottenere un certo grado di accuratezza si riporta la tabella 4.2 [1] in cui l'accuratezza raggiunta, espressa in gradi, viene ricavata a partire dalle caratteristiche del satellite, dal livello di spinta disponibile, dal tempo tra uno sparo e il successivo e dal tempo minimo di apertura – chiusura valvola (circa 100 ms).

4 - Sistema di micropropulsione a gas freddo per il microsatellite ALMASat-1

Massa Satellite (kg)	Dimensioni tipiche (m)	Momento di inerzia (kg · m ²)	Spinta minima (mN)	I _{bit} necessario (N · s)		
				1-deg (17 mrad)	1-arcmin (0.3 mrad)	5 arcs (0.02 mrad)
				20 s	20 s	20 s
1	0.1	0.017	0.06	1.4×10^{-4}	2.5×10^{-6}	1.7×10^{-7}
10	0.3	0.150	1.75	4.3×10^{-4}	7.5×10^{-6}	1.0×10^{-6}
20	0.4	0.533	4.65	1.1×10^{-3}	2.0×10^{-5}	1.3×10^{-6}

Tabella 4.2 : Requisiti di controllo d'assetto per piattaforme microsatellitari.

Si può ipotizzare verosimilmente che la casistica che maggiormente interessa il microsatellite ALMASat-1 sia quella relativa alla seconda riga di tabella 4.2, per cui assumendo come tempo minimo di on – off della microvalvola 100 ms, una stima dell'I_{bit} risulta:

$$I_{bit} = \int_0^{100ms} F dt = 1 \times 10^{-3} N \cdot 100 \times 10^{-3} s = 1 \times 10^{-4} N \cdot s = 0.1 mN \cdot s$$

Tale valore fornisce una accuratezza compresa tra 0.4° - 0.8°.

Ricapitolando quanto visto in questo paragrafo, possiamo riassumere in tabella 4.3 le specifiche del sistema di micropropulsione:

Propellente	GN ₂
Pressione serbatoio	~ 5 MPa
Temperatura gas	300 K
Numero di thruster	12 (4 gruppi da 3 thruster)
Livello di spinta nominale	~ 1 mN
Portata in massa	~ 1 mg/s
Impulso specifico	60 – 70 s
Volume Massimo serbatoio	0,5 litri
Peso stimato del serbatoio	~ 150 g
Pressione di alimentazione thruster	0.1 – 0.6 MPa
Tempo di utilizzo	22500 s
Δv disponibile	~ 1.2 m/s
Impulso totale	22.5 N·s
Impulse bit	~ 0.1 mN·s
Potenza disponibile	< 5 W
Massa totale sistema	< 800 g

Tabella 4.3: Specifiche del sistema di micropropulsione.

4.3 LAYOUT – ARCHITETTURA DEL SISTEMA DI MICROPROPULSIONE

In base alle specifiche di massima definite nel paragrafo precedente, siamo ora in grado di fornire l'architettura del sistema di micropropulsione, illustrata in figura 4.4.

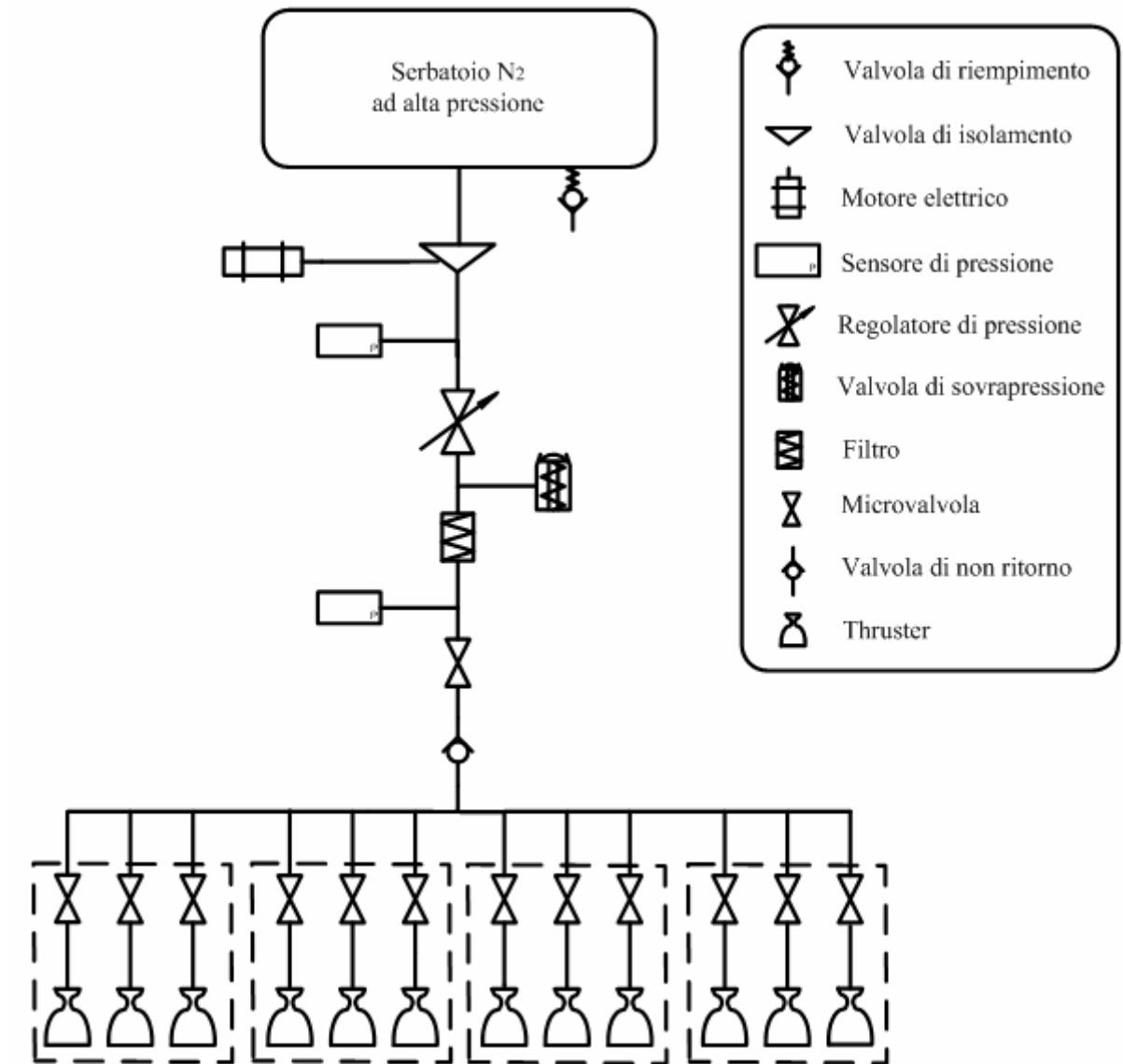


Figura 4.4 : Layout – Architettura del sistema di micropropulsione.

L'intero sistema è composto da un serbatoio contenente azoto stivato alla pressione di 5 MPa riempito mediante l'ausilio di una valvola di riempimento. A valle del serbatoio è presente una valvola di isolamento, comandata da un motorino elettrico. Lo scopo di tale valvola è quello di garantire la tenuta perfetta dell'intero serbatoio durante le varie fasi che, dall'immissione in orbita, portano fino all'utilizzo del sistema di micropropulsione.

Subito dopo la valvola di isolamento, un sensore di pressione consente di monitorare la pressione lungo il condotto a monte del regolatore di pressione. Il regolatore di pressione, della serie MINI-300-06-SS-06-K-F della Pressure Tech riportato in figura 4.5, consente di regolare pressioni in ingresso comprese tra 0 e 210 bar a pressioni in uscita in un range 0 – 6 bar, ed ha lo scopo principale di settare la pressione in ingresso alle microvalvole ad un valore inferiore a quello di utilizzo delle stesse.



Figura 4.5: Regolatore di pressione – MINI-300-06-SS-06-K-F.

A valle del regolatore di pressione è presente una valvola di sovrappressione che consente, nel malaugurato caso di malfunzionamento del regolatore, di espellere il gas senza compromettere le microvalvole, riportate in figura 4.6.



Figura 4.6: Microvalvola – Lee Valve INKX051490OA.

Un filtro a monte delle valvole garantisce l'assenza di eventuali particelle o polveri che potrebbero ostruire l'orifizio di passaggio del gas attraverso le microvalvole compromettendo seriamente l'utilizzo dei microthruster. Un secondo sensore di pressione è posizionato prima dell'ingresso del flusso di gas all'interno delle valvole per conoscere la pressione di alimentazione delle stesse e stabilire via software il tempo necessario di utilizzo in base alla manovra da compiere. Lo schema è completato dai 12 microthruster, raggruppati a tre a tre, ognuno avente una propria microvalvola per consentire l'utilizzo o l'esclusione di quel particolare propulsore.

4.4 TEST SULLE PERDITE DELLA MICROVALVOLA

Tra i componenti principali per il successo della missione vi è indubbiamente la microvalvola per l'alimentazione di gas ai microthruster. Tra le prerogative di una valvola atta ad operare a tali scopi vi è indubbiamente, oltre al basso peso, sia quella di poter lavorare in un ampio range di pressioni, sia quello di assorbire meno potenza possibile, sia quella di consentire un rapido ciclo ON – OFF, sia quello di garantire un'elevata tenuta, soprattutto nel caso di microvalvole. Spesso i fattori appena enunciati possono essere in contrasto tra loro, dovendo giungere a compromessi per la scelta e l'utilizzo della valvola. Generalmente tanto più una valvola risulta piccola e assorbe bassa potenza, tanto più le perdite di gas a valvola

chiusa aumentano, così come il limite massimo di utilizzo in termini di pressione cala. Nel caso di ALMASat-1, la microvalvola selezionata (figura 4.6), rappresentava un giusto compromesso tra basso peso, piccola potenza assorbita e range di pressioni utilizzabili compresi tra 0 e 120 PSIG (0 – 0.8 MPa). Per quanto riguarda le perdite invece è stato necessario effettuare una serie di test per stimare il rateo di perdita in termini di portata in massa. Tale valore risulta indispensabile per poter definire la bontà del sistema stesso.

I test sulla microvalvola hanno riguardato sostanzialmente due tipi di prova, misura delle perdite e misura del tempo di accensione – spegnimento della valvola.

Le prove riguardanti le perdite sono state condotte al fine di valutare il rateo di perdita del dispositivo in esame. A causa della bassa potenza assorbita dalla valvola durante la fase di apertura, 100 mW, la tenuta stagna della stessa è garantita solo all'inizio del suo utilizzo, quando cioè non ha effettuato ancora un ciclo on-off. Poiché nell'arco della sua vita operativa la microvalvola dovrà effettuare centinaia o migliaia di cicli, pare lecito domandarsi se durante il suo inutilizzo la valvola tenderà a far defluire il gas racchiuso a monte e soprattutto cercare di quantificare tali, eventuali, perdite in termini di tempo necessario al completo svuotamento del gas stivato a bordo.

La misura del reale tempo di accensione – spegnimento della valvola consente invece di poter determinare la quantità minima di propellente che può essere trasferita ai microthruster e di conseguenza di ricavare l'impulso minimo del sistema di micropropulsione, indispensabile per conoscere l'accuratezza del sistema stesso in termini di variazione minima di momento della quantità di moto applicabile al microsatellite. A tal proposito, presso il laboratorio di microsatelliti della II Facoltà di Ingegneria, è stato allestito un circuito di prova per poter condurre i test necessari e riportato in figura 4.7.

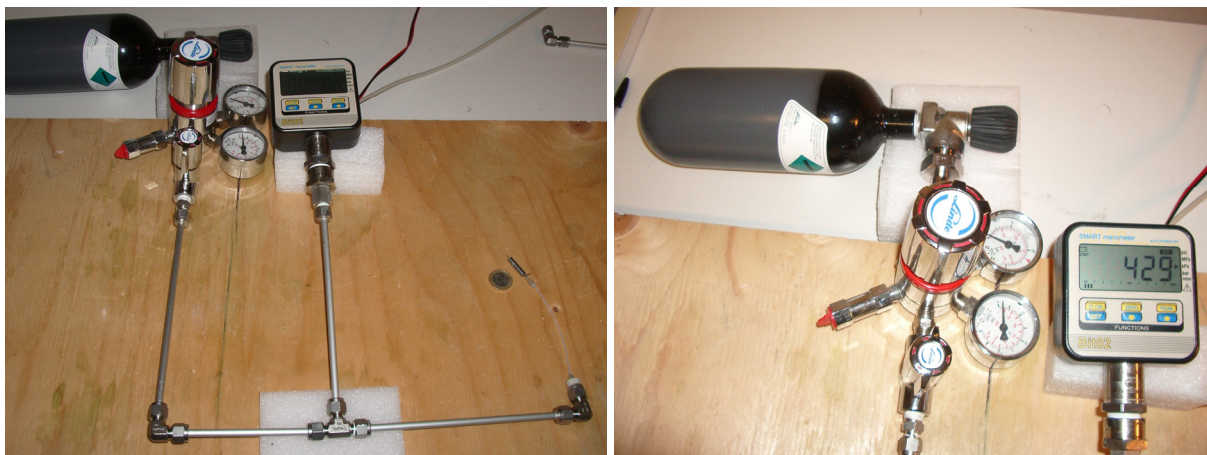


Figura 4.7: Circuito di prova per la misura delle perdite della microvalvola.

Il circuito si presenta composto da un serbatoio contenente azoto ad alta pressione, di capacità un litro, un regolatore di pressione, tratti di tubo in alluminio aventi diametro esterno di 6 mm e interno di 3.9 mm, connessioni da tubi in acciaio inox della Swagelok, un manometro digitale con range di pressioni 0 – 5 MPa e risoluzione 1 kPa e la microvalvola in esame. Dopo aver provveduto al riempimento del serbatoio alla pressione di 985 kPa, mediante l'ausilio di una bombola di azoto ad alta pressione, si è provveduto attraverso il regolatore di pressione a settare la pressione all'interno del circuito. Tale scelta è stata guidata dalle specifiche della microvalvola che suggeriscono un range di pressioni in ingresso comprese tra 0 – 0.8 MPa (0 – 120 PSIG). Si è deciso pertanto di testare la valvola con una variazione di pressione di circa 400 kPa. La microvalvola era stata precedentemente alimentata, subendo di fatto diversi cicli on – off al fine di renderla utilizzabile per il nostro scopo, ed è stata posta nella configurazione “chiusa”. In seguito è stata rimisurata la pressione nel sistema serbatoio + circuito, che risultava essere di 985 kPa.

A questo punto sono stati acquisiti i dati di pressione all'interno del circuito di prova, con step di 60 secondi. Nel caso di perdite infatti il serbatoio in pressione alimenterà continuamente il circuito mantenendolo sempre, attraverso il regolatore di pressione, alla pressione di settaggio scelta (~400 kPa). Il regolatore di pressione dal canto suo alimenterà la valvola ad un valore di pressione che oscillerà tra un valore minimo e un valore massimo di pressione. Tale fluttuazione di pressione è dovuta sostanzialmente al fatto che il regolatore di pressione non si comporta come un regolatore di flusso e di conseguenza le perdite di pressione all'interno del circuito, e quindi compensate dal regolatore stesso, dovute alle perdite di portata in massa della valvola, vengono avvertite solo tra due valori di pressione. In figura 4.8 si riporta la variazione di pressione all'interno del circuito di prova durante la fase di test.

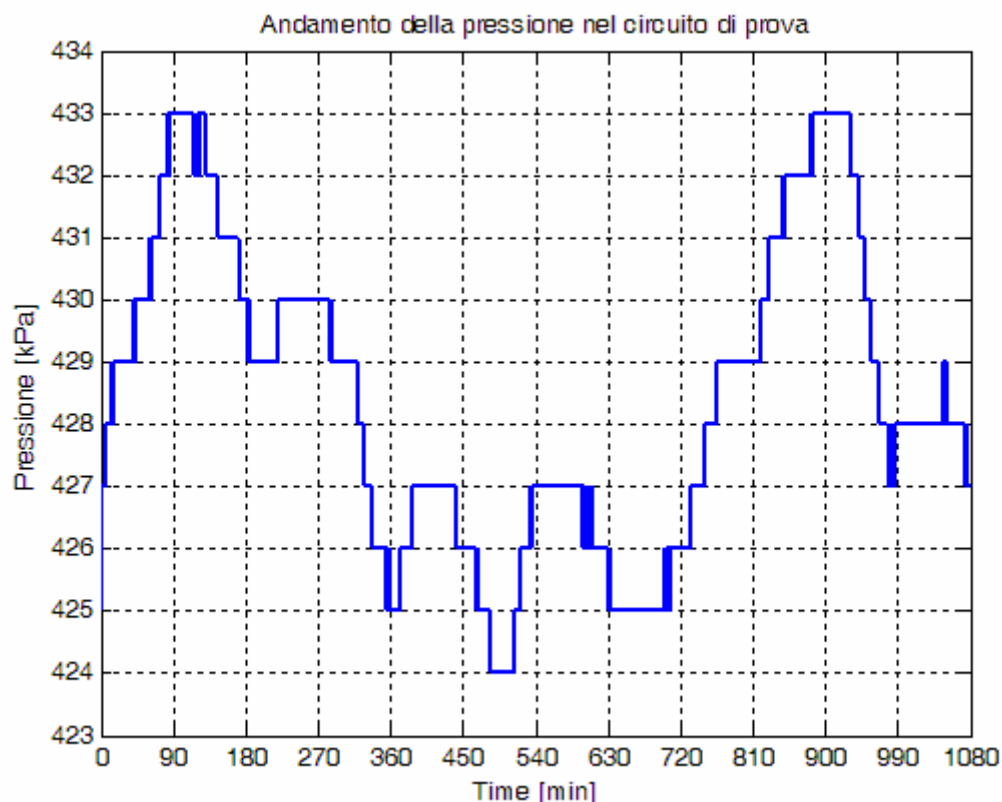


Figura 4.8: Andamento della pressione nel circuito di prova durante i test sulla microvalvola.

Terminata la prova, è stato possibile effettuare un calcolo della portata in massa media persa agendo come descritto di seguito. Come prima cosa è stato chiuso il serbatoio contenente l'azoto e in seguito si è provveduto a svuotare il gas contenuto nel circuito. La valvola è stata quindi rimossa e sostituita con una sfera in acciaio per chiudere nuovamente il circuito. Il serbatoio è stato quindi riaperto ed è stata misurata la pressione all'interno del sistema serbatoio + circuito (contenente anche connessioni, regolatore di pressione e bocchettone di serraggio manometro digitale), pressione che risultava essere di 960 kPa. Il serbatoio è stato nuovamente richiuso, alla pressione appena misurata e, poiché di fatto si conosce il volume del serbatoio (1 litro) è stato possibile calcolare la massa di azoto all'interno dello stesso:

$$(M_{N_2})_{serb} = \frac{p_{serb} \cdot V_{serb} \cdot MM_{N_2}}{R \cdot T} = \frac{960 \times 10^3 \text{ Pa} \cdot 0,001 \text{ m}^3 \cdot 28 \text{ kg/kmol}}{(8314 \text{ J/(kmol} \cdot \text{K)}) \cdot 300 \text{ K}} = 0,010777 \text{ kg}$$

4 - Sistema di micropropulsione a gas freddo per il microsatellite ALMASat-1

Si è provveduto quindi allo svuotamento del circuito, successivamente richiuso. Riaprendo il serbatoio la nuova pressione del sistema risultava essere di 931 kPa. A questo punto è stato ricavato il volume totale del sistema (incognito poiché di fatto si conosce solo il volume del serbatoio):

$$V_{sist} = \frac{(M_{N_2})_{serb} \cdot T \cdot R}{p_{sist} \cdot MM_{N_2}} = \frac{0,010777 \cdot 300 \cdot 8314}{931 \times 10^3 \cdot 28} = 0,00103115 \text{ m}^3$$

Quindi è stato sottratto tale volume a quello del serbatoio per determinare il volume del circuito comprensivo di connessioni, regolatore e manometro:

$$V_{circ} = V_{sist} - V_{serb} = 0,00103115 - 0,001 = 0,00003115 \text{ m}^3$$

Risulta ora possibile conoscere la massa di gas all'interno del circuito di prova a fine esperimento, alla pressione misurata dal manometro digitale di 427 kPa, espressa come:

$$(M_{N_2})_{circ} = \frac{p_{circ} \cdot V_{circ} \cdot MM_{N_2}}{R \cdot T} = \frac{427 \times 10^3 \text{ Pa} \cdot 0,00003115 \text{ m}^3 \cdot 28 \text{ kg / kmol}}{8314 \text{ J kmol}^{-1} \text{ K}^{-1} \cdot 300 \text{ K}} = 0,00014931 \text{ kg}$$

Tale massa rappresenta quella che a fine test è stata svuotata intenzionalmente, e non quella persa dalla microvalvola. Al termine dell'esperimento quindi, la somma della massa contenuta nel circuito e quella presente nel serbatoio forniscono la massa totale del sistema:

$$(M_{N_2})_{sist} = (M_{N_2})_{serb} + (M_{N_2})_{circ} = 0,010777 + 0,00014931 = 0,01126201 \text{ kg}$$

Poiché all'inizio il serbatoio si trovava alla pressione di 985 kPa, la massa iniziale contenuto nel serbatoio da 1 litro, ovvero la massa iniziale del sistema, risultava:

$$(M_{N_2})_{serb} = \frac{p_{serb} \cdot V_{serb} \cdot MM_{N_2}}{R \cdot T} = \frac{985 \times 10^3 \text{ Pa} \cdot 0,001 \text{ m}^3 \cdot 28 \text{ kg / kmol}}{8314 \text{ J kmol}^{-1} \text{ K}^{-1} \cdot 300 \text{ K}} = 0,01140209 \text{ kg}$$

La differenza tra massa iniziale e massa finale indicano la variazione di massa subita dal sistema durante i test effettuati durante una settimana. Risulta quindi agevole calcolare la portata in massa media persa dalla microvalvola nel tempo di osservazione:

$$\dot{m}_{persa} = \frac{(M_{N_2})_{serb} - (M_{N_2})_{sist}}{\Delta t} = \frac{(0,01140209 - 0,01126201) \times 10^6 \text{ mg}}{604800 \text{ sec}} = 2,31 \times 10^{-4} \text{ mg / s}$$

Questo valore, molto importante, fornisce un'idea del tempo necessario al serbatoio per svuotarsi completamente a causa delle perdite della microvalvola. Ipotizzando quindi a valle di un serbatoio, avente una massa iniziale di azoto di 30 g, una microvalvola alimentata da una variazione di pressione di circa 400 kPa con un rateo di perdita pari al valore appena ricavato possiamo stimare il tempo di svuotamento del serbatoio. In tal caso risulta:

$$t_{empty} = \frac{(M_{N_2})_{serb}}{\dot{m}_{persa}} = \frac{30 \times 10^3 \text{ mg}}{2,31 \times 10^{-4} \text{ mg / s}} = 1,3 \times 10^8 \text{ s} \approx 4 \text{ anni}$$

Come si può facilmente intuire il valore appena ricavato è decisamente buono poiché di fatto superiore alla durata della missione del microsatellite ALMASat-1.

4.5 ELETTRONICA DI CONTROLLO DEL SISTEMA MICROPROPULSIONE

L'elettronica di controllo per il sistema di micropropulsione, in figura 4.9 se ne può vedere l'architettura, è composta sostanzialmente da un microcontrollore a 8 bit il cui scopo è quello di raccogliere i dati provenienti dai sensori di pressione, controllare l'apertura e la chiusura delle valvole, comunicare con gli altri sottosistemi ed eseguire gli algoritmi necessari per portare a termine le manovre di controllo. Il sistema di controllo è diviso in due PCB (Printed Circuit Board): *Main PCB*, contenente l'unità principale e il *Sensor PCB* il cui unico scopo è quello di amplificare i segnali in tensione dei sensori di pressione dislocati lungo l'impianto e tradurli in un segnale digitale a 12 bit attraverso l'ADC (convertitore analogico – digitale) [18]. Queste informazioni sono trasferite attraverso un'interfaccia periferica seriale (SPI) al microcontrollore il quale può raccogliere i dati acquisiti o spedirli alla stazione di terra.

Le microvalvole sono controllate utilizzando 13 *valve drivers* che creano il segnale necessario ad aprirle. Il segnale prevede una prima fase di *Spike* a 12 V per 2 ms e una seconda di *Hold* a 2.3 V per mantenerle aperte. La potenza consumata da ogni singola valvola è di circa 0.5 W. Se consideriamo che durante un esperimento il numero massimo di valvole funzionanti contemporaneamente risulta essere di cinque, la potenza media consumata risulta di circa 2.5 W.

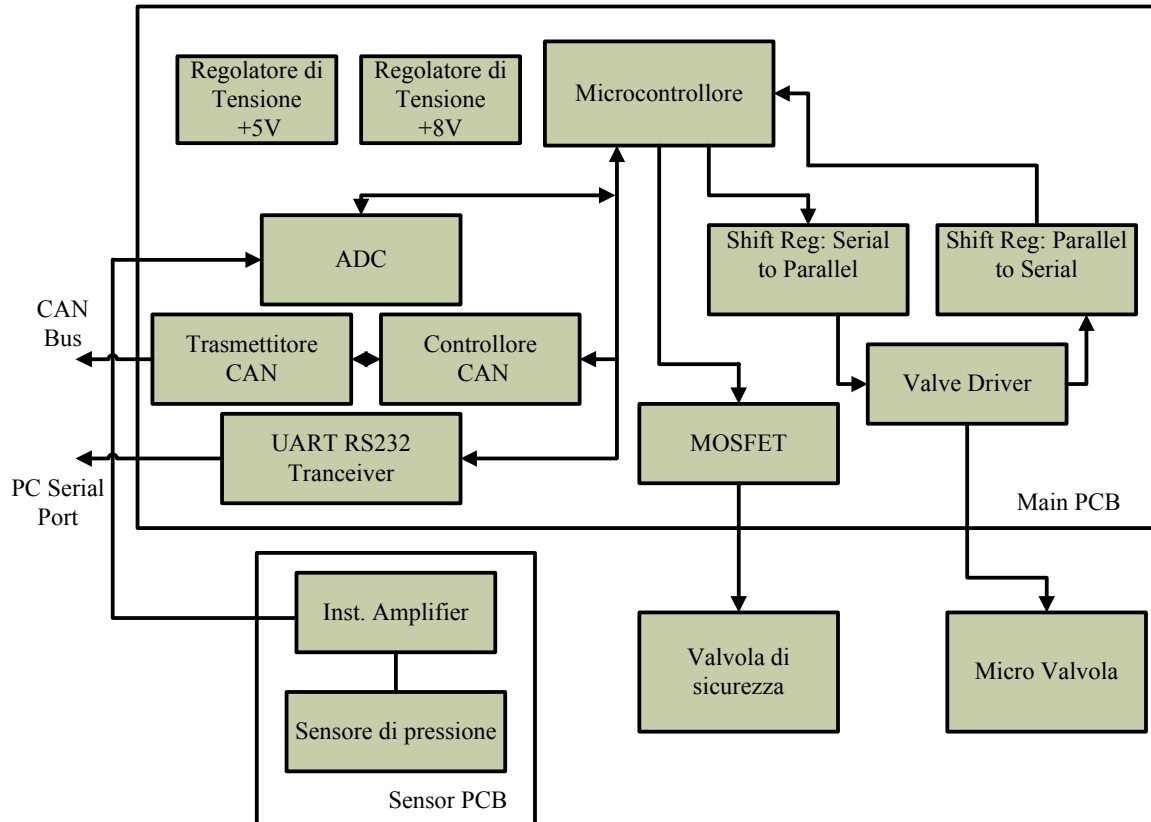


Figura 4.9: Architettura della scheda di controllo per sistema di micropropulsione.

A causa dell'elevato numero di microvalvole, una combinazione di *Shift Register* SIPO (Serial In Parallel Out) e PISO (Parallel In Serial Out) è utilizzato per attuare il *valve drivers* dal microcontrollore.

La comunicazione con gli altri sottosistemi del satellite è realizzata attraverso l'implementazione di un controllore CAN (Controller Area Network) necessario agli algoritmi di controllo d'assetto. La figura 4.10 mostra un prototipo della PCB realizzata nei laboratori per consentire di realizzare i test sulle microvalvole e trasmettere i dati, attraverso porta RS232, ad un PC.

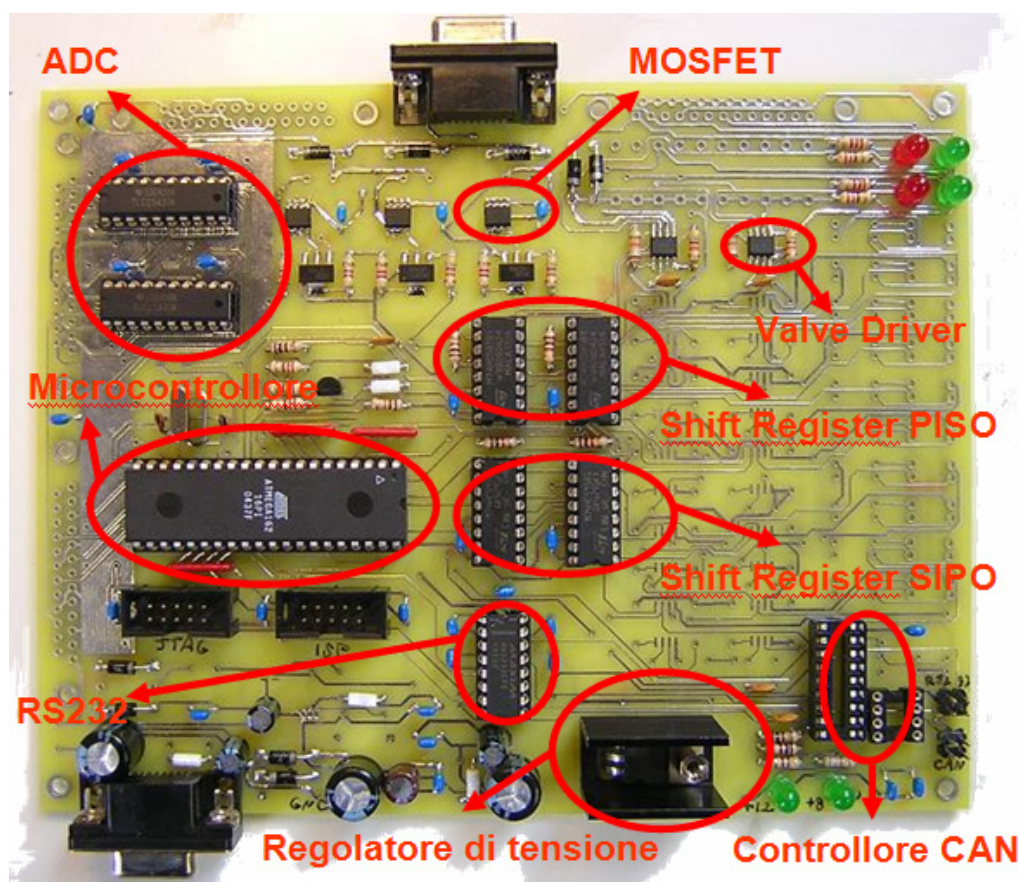


Figura 4.10: Prototipo scheda di controllo per effettuare i test sulle microvalvole.

4.6 DIMENSIONAMENTO MICROTHRUSTER

Compatibilmente con quanto detto e visto nel paragrafo relativo alle specifiche del sistema di micropropulsione, si è giunti al dimensionamento dei singoli thruster. La metodologia seguita è stata quella di garantire portate in massa il più possibile vicine al valore di 1 mg/s per poter consentire di utilizzare i microthruster per il tempo desiderato. Al tempo stesso è stato deciso di mantenere la pressione di alimentazione dei thruster ad un valore di 0.4 MPa. La scelta di tale valore è dovuta sostanzialmente a due fattori. Il primo è che in ambito propulsivo maggiore è la pressione di lavoro, maggiori saranno i benefici in termini di performance del thruster. Nel nostro caso a maggior ragione poiché, per gli effetti di riduzione di scala visti nel capitolo 1, aumentare la pressione significa diminuire le perdite di natura viscosa. La seconda motivazione è da attribuirsi alla pressione massima sopportabile dalle microvalvole che nel nostro caso risulta di 0.8 MPa. Benché il valore scelto sia ben al di sotto

di questo, il giusto compromesso è da trovarsi anche nella realizzazione fisica dei microthruster. Individuato il range di spinta infatti, un aumento di pressione in camera consentirebbe di ottenere dimensioni di gola molto piccole, non sempre realizzabili fisicamente. Attualmente i macchinari per la realizzazione di microdispositivi lavorano bene fino a dimensioni caratteristiche di circa 10 micron. Di conseguenza è stato individuato in 0.4 MPa il giusto compromesso tra performance e realizzazione. Per quanto riguarda gli altri vincoli, si è deciso di lavorare con *area ratio* pari a 10 e con rapporto tra profondità di scavo e diametro di gola pari a 8. Tali scelte sono state guidate da considerazioni di natura realizzativi e microfluidica. Innanzitutto poiché i macchinari per le lavorazioni su silicio consentono di scavare geometrie bidimensionali in direzione perpendicolare, non si è in grado di ottenere il controllo sulla terza dimensione se non sulla profondità di scavo. Come conseguenza principale si ha che elevati rapporti di *area ratio* possono essere raggiunti solo se il rapporto tra diametro di uscita del divergente e diametro di gola è molto grande ovvero solo per lunghezze elevate del divergente. Questo però comporta un eccessivo aumento dello strato limite ed eventualmente separazione del flusso. Lavorare con elevati valori di AR potrebbe quindi non risultare così conveniente come invece avviene nei thruster tradizionali. Inoltre al fine di ridurre gli effetti delle pareti inferiori e superiori del thruster in termini di propagazione dello strato limite conviene porsi in una condizione ad elevato rapporto tra profondità di scavo e dimensione di gola.

Sulla base di quanto appena detto, partendo da spinte nominali di 1 mN è stato utilizzato il software sviluppato in ambiente Matlab, illustrato nel capitolo precedente, per determinare la geometria ottima, che nel nostro caso tiene conto anche del valore desiderabile di portata in massa atta a garantire l'utilizzo dei microdispositivi per il tempo desiderato di circa 20000 s. La configurazione ottima è stata raggiunta per valori di spinta pari a 0.75 mN e portate in massa dell'ordine di 1.1 mg/s.

Le figure 4.11 – 4.15, mostrano rispettivamente la geometria ottima necessaria a generare la spinta desiderata, l'andamento del numero di mach all'interno del nozzle, della spinta, dell'impulso specifico e del numero di Knudsen per la validità o meno del modello proposto.

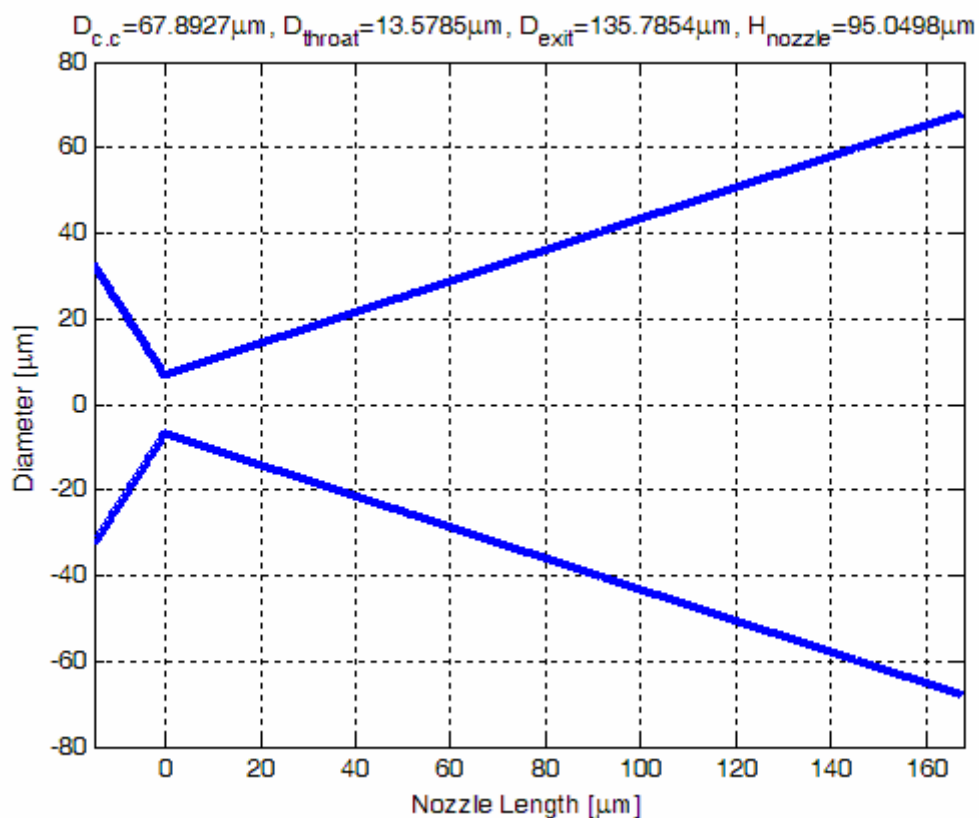


Figura 4.11: Geometria ottima del thruster da montare a bordo di ALMASat-1.

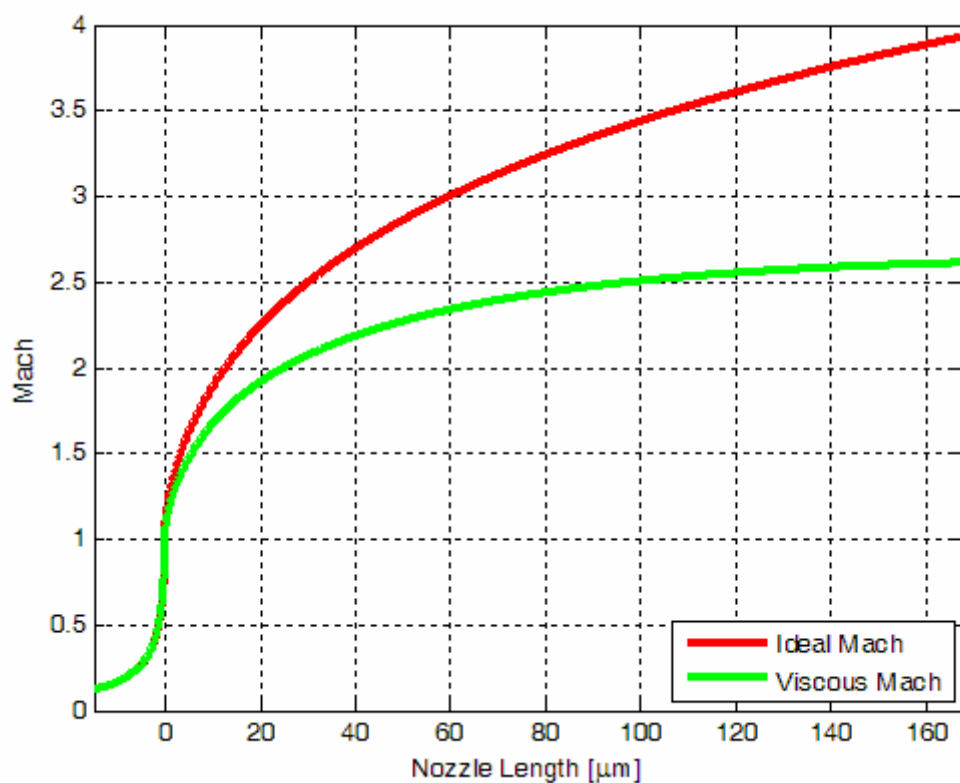


Figura 4.12: Andamento del numero di Mach all'interno del divergente.

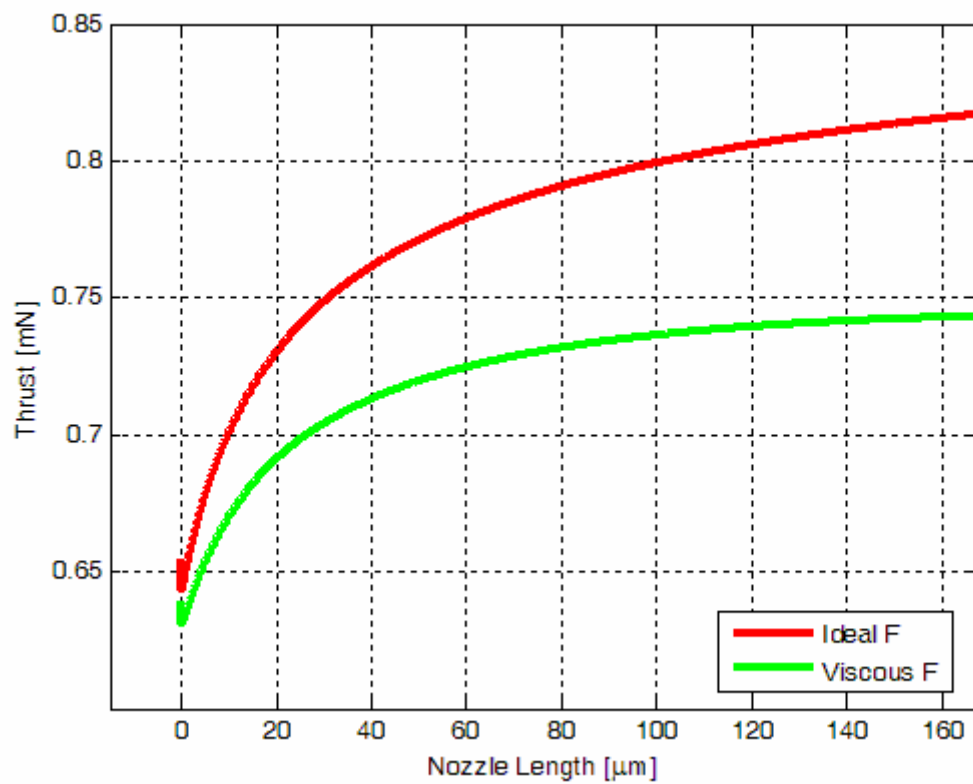


Figura 4.13: Andamento della spinta del thruster.

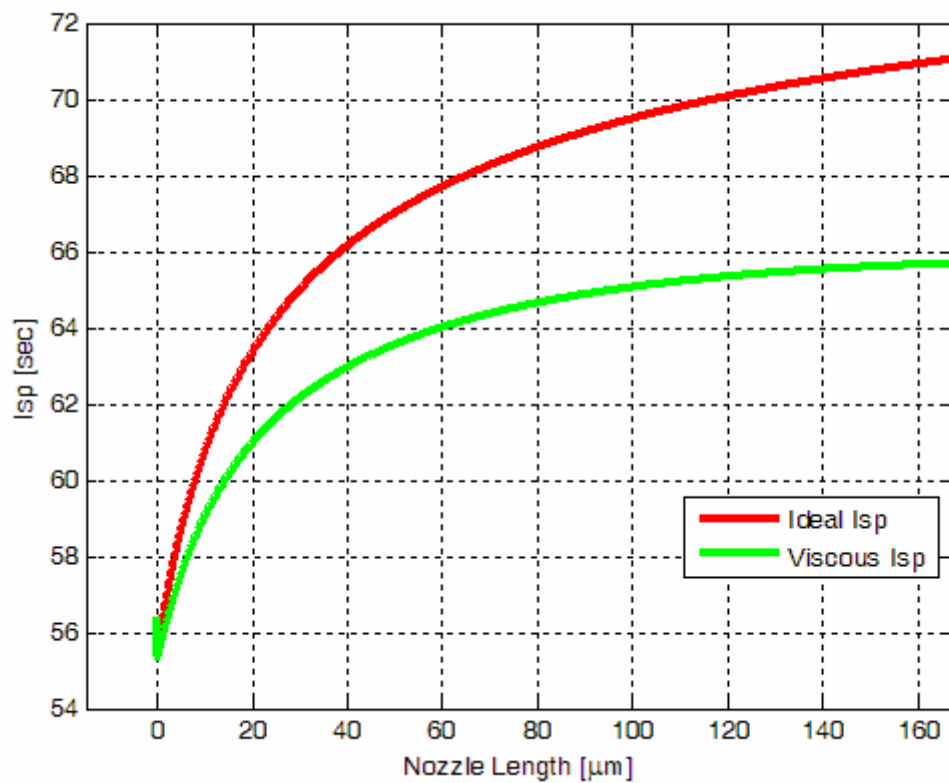


Figura 4.14: Andamento dell'impulso specifico.

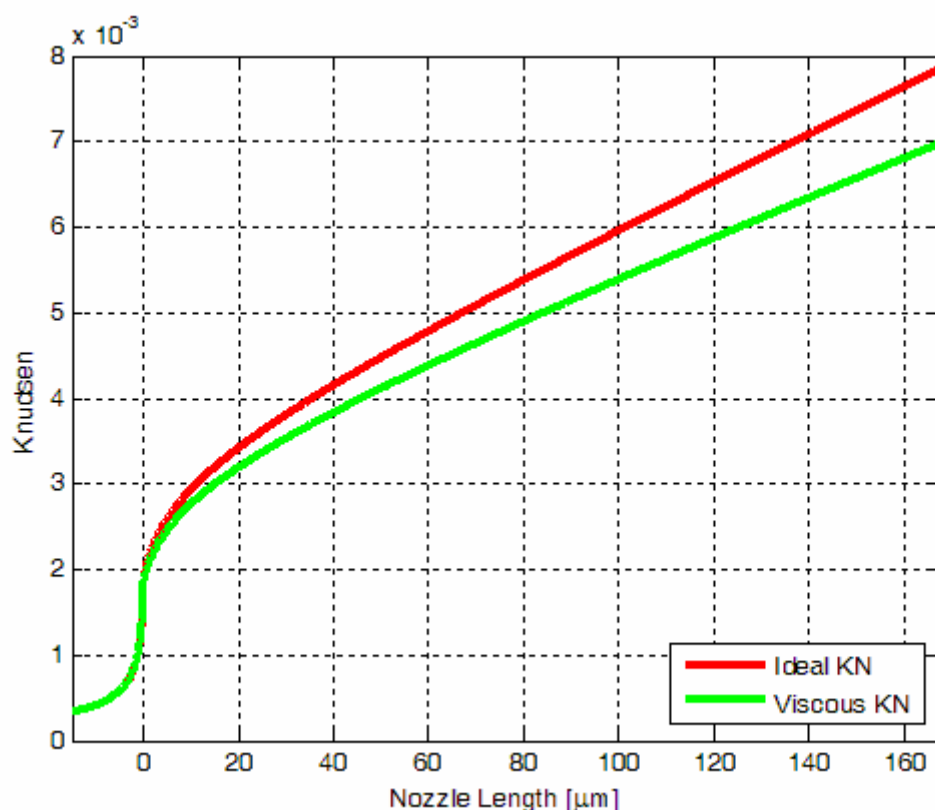


Figura 4.15: Andamento del numero di Knudsen.

La figura 4.15 mostra che i risultati ottenuti in termini di spinta ed impulso specifico, sono da considerarsi accettabili poiché il valore massimo del numero di Knudsen, pari a 0.007 in corrispondenza della sezione d'uscita, risulta inferiore al limite individuato nel capitolo 3.

Riportiamo in tabella 4.4 quanto ricavato dal dimensionamento dei thruster da montare a bordo di ALMASat-1.

Temperatura gas	300 K
Livello di spinta nominale	~ 0.75 mN
Portata in massa	~ 1.1 mg/s
Impulso specifico	~ 66 s
Pressione di alimentazione thruster	0.4 MPa

Tabella 4.4: Risultati della simulazioni effettuate per dimensionamento thruster.

4.7 REALIZZAZIONE DEI MICROTHRUSTER

La realizzazione dei thruster è stata effettuata in collaborazione con la Carlo Gavazzi Space s.p.a presso i laboratori dell'IMM (Istituto per la Microelettronica e Microsistemi) del CNR di Bologna. I processi per la fabbricazione dei microthruster possono essere suddivisi e descritti in tre fasi:

- Processo fotolitografico;
- Incollaggio mediante tecnica del Bonding;
- Taglio.

Per quanto riguarda il processo di fotolitografia, le operazioni da svolgere sono le seguenti:

- Ossidazione del wafer di silicio da processare;
- Applicazione del photoresist;
- Definizione del photoresist mediante mascheratura ed esposizione ultravioletta;
- Rimozione photoresist;
- Scavo superficiale mediante DRIE (Deep Reactive Ion Etching);
- Rimozione ossido.

In linea di massima si può dire che la fotolitografia è un processo di trasferimento di forme geometriche da una maschera su uno strato di materiale fotosensibile (photoresist) che ricopre la superficie del substrato da processare (nel nostro caso Silicio ossidato). Nel nostro caso come primo passo è prevista l'ossidazione del wafer di silicio da processare. Il passo successivo è l'applicazione del photoresist (film polimero fotosensibile). In seguito si posiziona sullo strato di photoresist così trattato la maschera da riprodurre e lo si espone alla radiazione ultravioletta (UV). Si ha come risultato che in corrispondenza delle aree scure della maschera vengono definite aree della stessa forma e dimensione in cui il resist è stato rimosso e la superficie del substrato da processare risulta esposta.

Successivamente si procede alla rimozione dell'ossido di silicio nella zona esposta alla radiazione ultravioletta e del photoresist restante su tutto il wafer di silicio. Il penultimo step è lo scavo mediante DRIE (Deep Rective Ion Etching) che provvede ad esportare in profondità il silicio e con il quale si realizzano le profondità di scavo desiderate. Infine, si procede all'asportazione dell'ossido di silicio. Pare giusto sottolineare che tale tecnica permette di creare un numero elevatissimo di geometrie su singolo wafer di silicio. Nel caso dei microthruster su unico wafer sono stati realizzati 250 geometrie.

La figura 4.16 mostra in maniera schematica le operazioni sopra descritte:

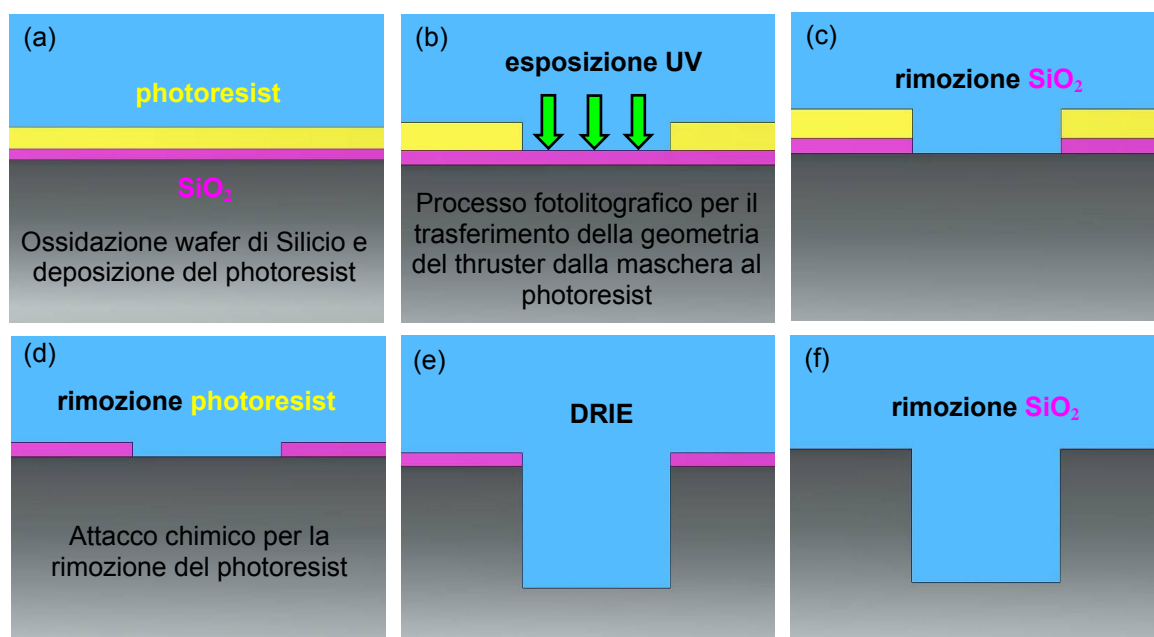


Figura 4.16: Processo fotolitografico.

La seconda fase del processo di microfabbricazione è il bonding del wafer di silicio contenente le geometrie appena scavate. La fase di fotolitografia infatti consente di generare le forme desiderate che però, in virtù del processo risulteranno aperte. Con il termine di bonding si intende generalmente una tecnica di incollaggio tra due pezzi che può avvenire in presenza o meno di un terzo materiale, per mezzo di elevate pressioni e temperature. In genere possono essere effettuati due tipi di bonding, silicio – silicio e silicio – vetro.

Per i nostri scopi è stato utilizzato un bonding silicio – silicio del tipo *fusion*. Il *fusion bonding* tra due wafers è un processo di bonding ad elevata temperatura (superiore ai 700°C), con l'applicazione di una pressione esterna e senza il ricorso ad alcun strato intermedio utile a favorire l'adesione. La debole natura del legame iniziale rende la qualità del bonding finale fortemente dipendente dalla pulizia e dalla planarità dell'interfaccia. Al fine di ottenere una perfetta adesione delle superfici risulta indispensabile effettuare tale procedura in ambienti puliti ed allineare perfettamente i wafer da bondare tra loro. Quello che si ottiene al termine del processo di bonding è un dispositivo composto da due semimetà perfettamente aderenti tra loro come mostrato in figura 4.17 effettuata mediante SEM e relativa al processo di *fusion bonding* tra il wafer di silicio contenente il microthruster scavato mediante DRIE e wafer di silicio per chiudere il dispositivo.

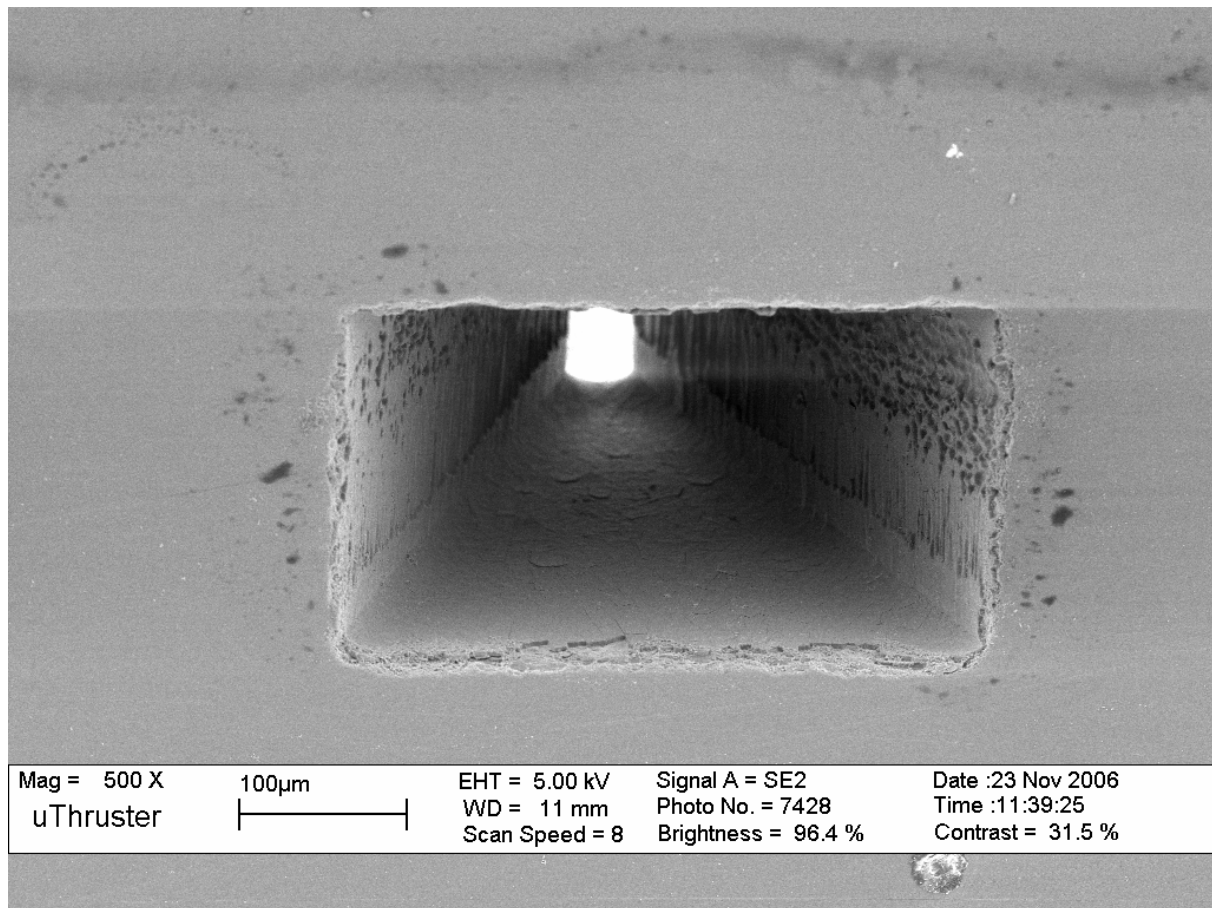


Figura 4.17: Processo di fusion bonding per l'incollaggio delle due semimetà di silicio.

L'ultima fase del processo di microlavorazione è il taglio del wafer di silicio bondato contenente le geometrie desiderate. Al termine del processo di bonding il wafer di silicio è pronto per il processo di isolamento dei singoli chip.

Questa lavorazione viene effettuata tramite l'ausilio di una sega motorizzata con lama diamantata, idonea al taglio di substrati di silicio. La scelta di questo strumento si rende necessaria per ridurre al minimo il danneggiamento, dovuto al taglio, delle superfici di silicio coinvolte preservando, quindi, la bontà e la precisione del taglio.

Prima di iniziare la procedura di taglio si deve, come sempre, fare una preparazione preliminare del campione consistente nella pulizia e nell'incollaggio tramite una resina rimovibile in acetone del wafer di silicio su un supporto di grafite. Si è scelto il supporto di grafite poiché quando la lama affonda nel materiale essa viene guidata molto bene, grazie alla tenerezza del materiale stesso.

La figura 4.18, effettuata al SEM, mostra un singolo microthruster dopo il processo di scavo DRIE, bonding e taglio. Il foro circolare visibile in figura rappresenta l'ingresso del

tubicino per l'immissione del gas in camera, mentre il rettangolo visibile in corrispondenza dell'uscita del dispositivo altro non è che la sezione d'uscita del divergente del microthruster.

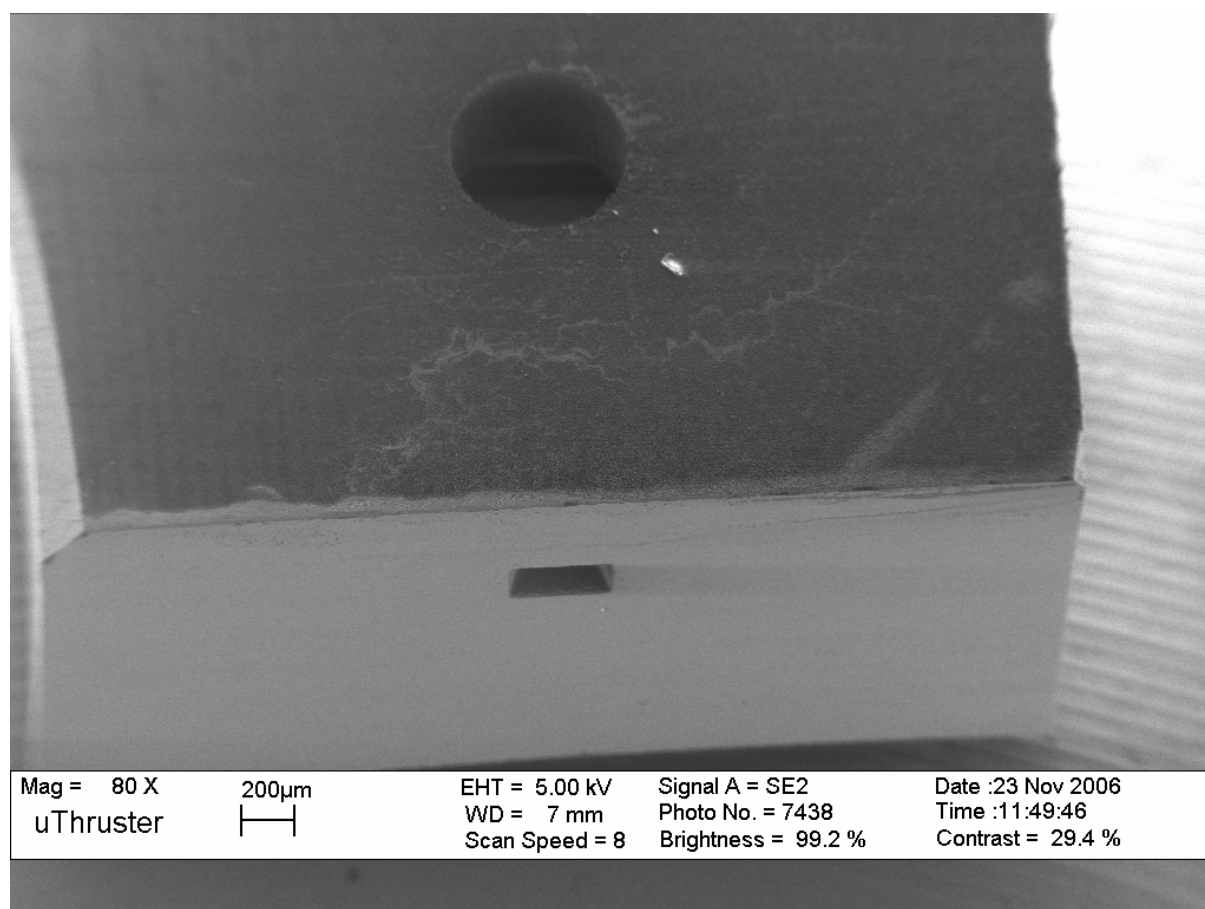


Figura 4.18: Singolo microthruster ottenuto dopo scavo DRIE, bonding e successivo taglio.

4.8 SUPPORTO MICROTHRUSTER E MICROVALVOLE

Il fatto di dover montare esternamente al satellite i microthruster per generare le coppie desiderate ha portato alla realizzazione di quattro blocchi in alluminio contenenti tre microthruster ciascuno in grado di garantire l'ortogonalità degli stessi durante il loro montaggio. Ciascun gruppo thruster metterà in comunicazione l'interno del satellite, dove è posizionato il serbatoio e il circuito di micropropulsione, con l'esterno, dove sono collocati i microthruster. I gruppi da realizzare dovranno inoltre essere fissati sul singolo cassetto al fine di rendere un tutt'uno l'interno del sistema di micropropulsione con l'esterno contenente i thruster [19].

Ciascun gruppo tre valvole necessarie all'alimentazione di altrettanti dispositivi attraverso dei condotti opportunamente realizzati all'interno del blocco di alluminio. Per quanto riguarda il fissaggio del thruster, da figura 4.18 è possibile vedere il foro d'ingresso per l'immissione del gas in camera, è stato realizzato un blocchetto con uno scavo di dimensioni uguali al singolo thruster a fine taglio. Il centraggio del microdispositivo avviene mediante l'ausilio di uno scalino cilindrico sottilissimo di 0.6 mm di diametro esterno, 0.5 mm di diametro interno ed una altezza di 0.2 mm in grado di accoppiarsi con il thruster e di fornire il propellente necessario, vedi figura 4.19.

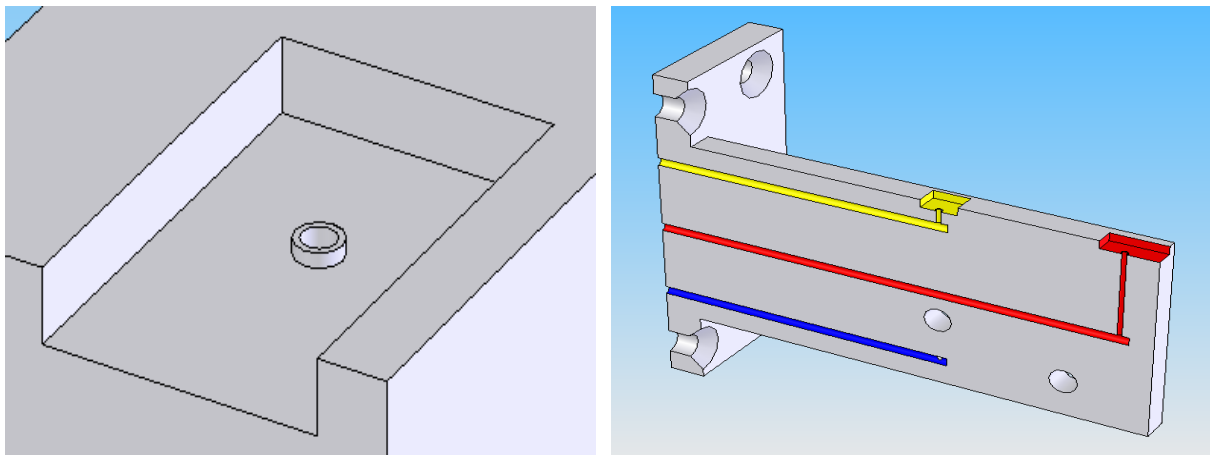


Figura 4.19: Alloggiamento microthruster (sinistra) e condotti di alimentazione (destra).

Il fissaggio dei thruster sul blocchetto viene garantito tramite incollaggio e successivo fissaggio di una piastrina in alluminio posta a contatto tra il blocco e il microdispositivo.

I tre microthruster da posizionare sul singolo blocchetto possono quindi essere inseriti nei rispettivi alloggiamenti posti ortogonalmente tra di loro, figura 4.20. L'importanza di garantire la perfetta ortogonalità, non solo dei singoli thruster su singolo blocco ma di tutti i quattro blocchi, è requisito essenziale al fine di non generare componenti di spinta spurie in fase di utilizzo nello spazio.

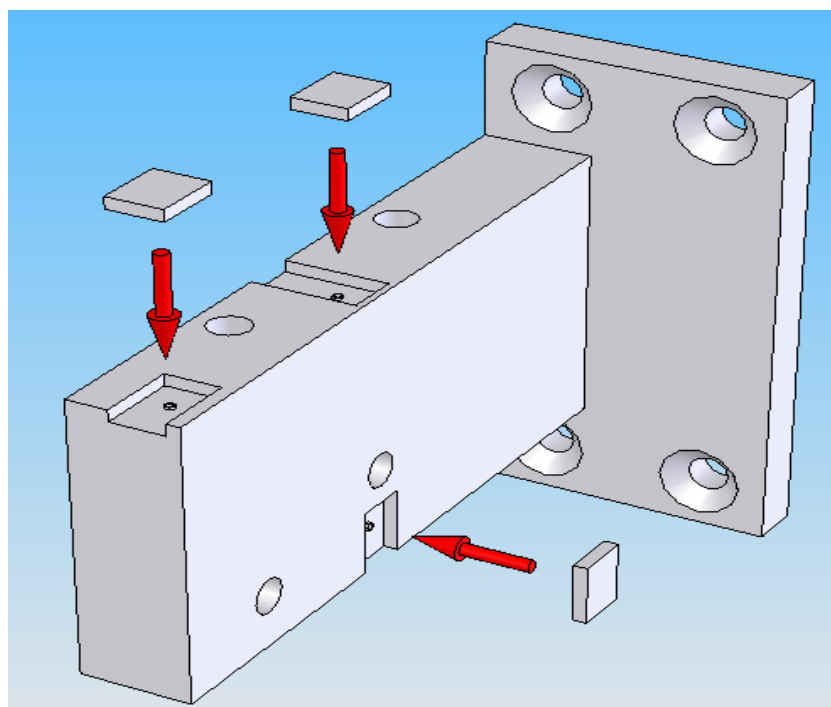


Figura 4.20: Posizionamento dei microthruster in direzione ortogonale.

Per il posizionamento delle valvole, è stato realizzato un analogo blocchetto di alluminio con dei fori in corrispondenza dell'inserimento delle microvalvole che successivamente al loro posizionamento verranno incollate o saldate. Tale blocchetto, mostrato in figura 4.21, conterrà al proprio interno dei condotti simili per il passaggio del gas conformi a quanto visto nell'immagine di figura 4.19.

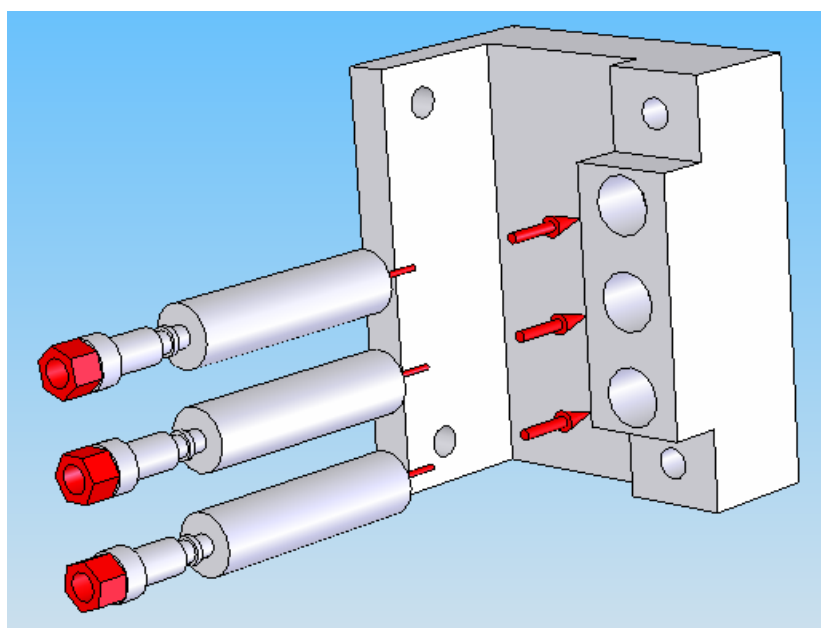


Figura 4.21: Posizionamento delle microvalvole per l'alimentazione dei thruster.

I due blocchetti vengono successivamente uniti tra loro per mezzo di viti per formare un unico blocco. Tre O-ring posizionanti in corrispondenza delle giunzioni tra i due blocchetti, garantiscono la perfetta tenuta di gas, al fine di scongiurare perdite dovute ad un leggero disallineamento in fase di assemblaggio. In figura 4.22 viene mostrato un esploso del gruppo thruster.

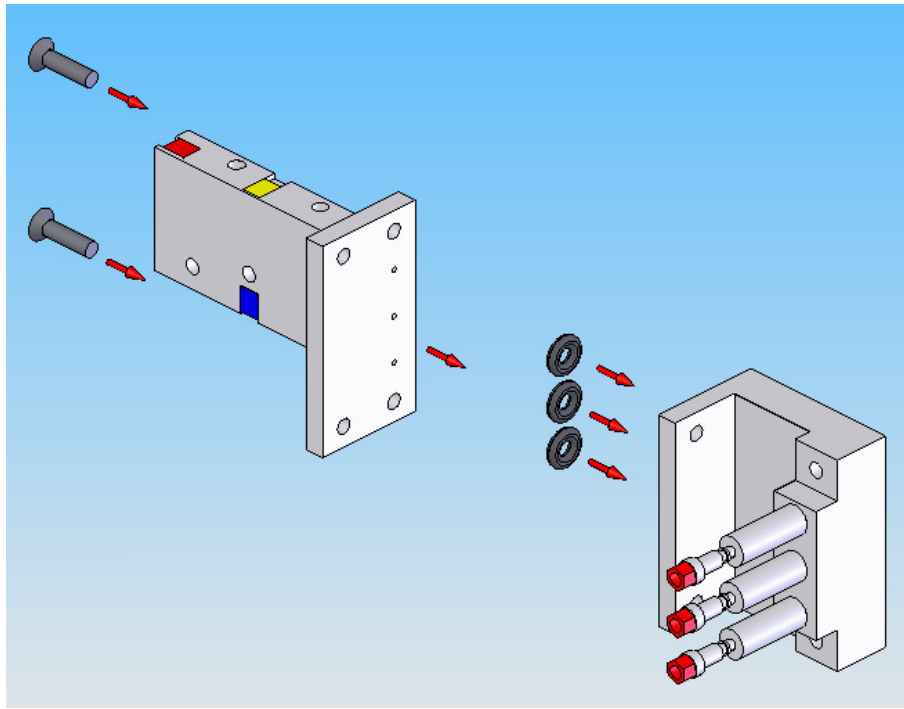


Figura 4.22: Esploso del gruppo thruster prima della fase di assemblaggio.

A questo punto ogni singolo gruppo thruster è pronto per essere montato sul ciascun vertice del cassetto del satellite come mostrato in figura 4.23, consentendo di ottenere i quattro gruppi thruster vincolati al cassetto stesso e pronti a generare le spinte e coppie richieste, figura 4.24.

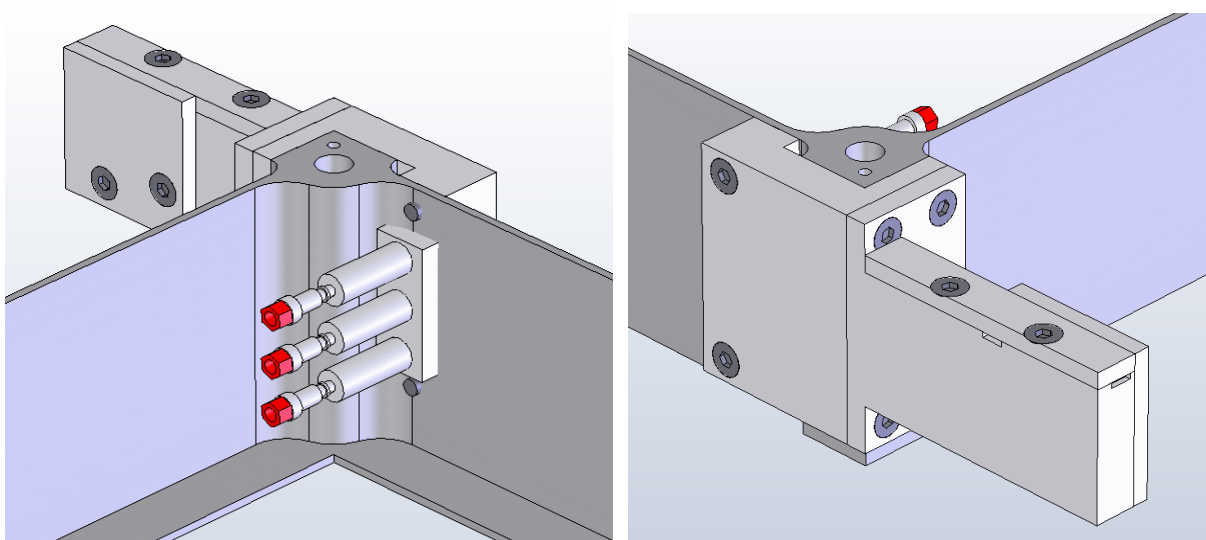


Figura 4.23: Montaggio del gruppo thruster su uno dei vertici del cassetto.

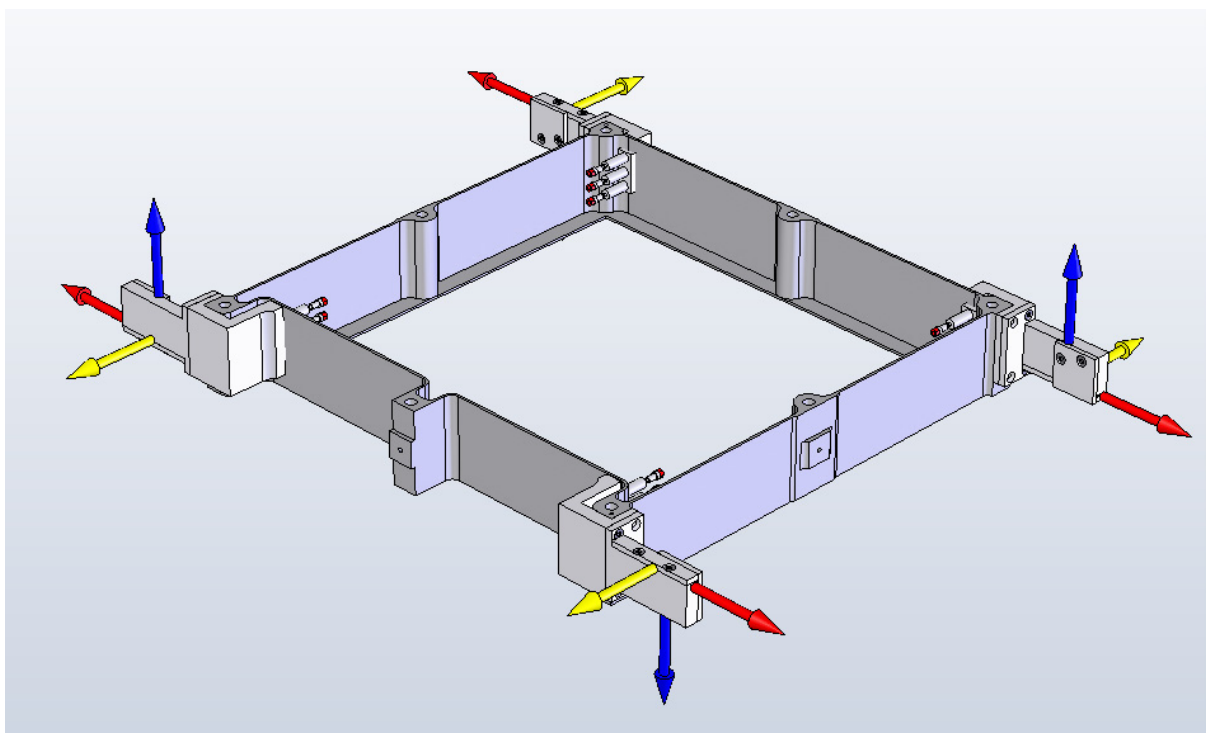


Figura 4.24: Montaggio dei gruppi thruster sul cassetto e direzioni delle spinte.

4.9 ESPERIMENTI IN ORBITA ED OBIETTIVI PRIMARI DEL SISTEMA DI MICROPROPULSIONE

Tre differenti tipi di esperimenti saranno effettuati a bordo del microsatellite ALMASat-1 utilizzando il sistema di micropropulsione a gas freddo:

- Stabilizzazione a tre assi e mantenimento nominale dell'assetto;
- Desaturazione della ruota di momento e puntamento fine dell'asse di pitch;
- Piccola manovra orbitale finalizzata al cambiamento del semi-asse maggiore dell'orbita.

Il sistema di determinazione e controllo d'assetto (ADCS) stabilizza il satellite e lo orienta nella direzione desiderata durante la missione equilibrando le coppie di disturbo che vi agiscono. Ogni veicolo spaziale infatti è perturbato da coppie di disturbo che causano deviazioni all'assetto nominale. Queste coppie possono causare la perdita del controllo del satellite se l'ADCS non reagisce in modo pronto ed efficace ai disturbi. Concettualmente, l'ADCS è composto da tre componenti di base: i sensori, che si occupano di fornire misure utili alla *ricostruzione* dell'assetto, l'ADC computer che raccoglie i dati dai sensori, mediante specifici algoritmi determina la matrice d'assetto (o qualsiasi altra rappresentazione dell'assetto che sia stata scelta a bordo), ed attraverso appropriate leggi di controllo determina le correzioni richieste per consentire al satellite di ruotare e tornare alle condizioni di assetto nominali, e gli attuatori, che fisicamente eseguono le suddette manovre. I sistemi controllati a tre assi, figura 4.25, come quello a bordo di ALMASat-1, sono equipaggiati con sensori ed attuatori che permettono, più o meno accuratamente e rapidamente, di acquisire l'assetto desiderato in maniera controllata. Indubbiamente le tre maggiori sorgenti di disturbo sono dovute al drag atmosferico presente a le basse quote (orbite LEO), pressione di radiazione solare e il gradiente di gravità di cui è possibile fornire una stima nel caso del microsatellite ALMASat-1, tabella 4.5.

Generalmente tali coppie di disturbo, integrate nel tempo di osservazione, inducono una variazione del momento angolare della quantità di moto che, se non compensato, può portare fino alla perdita totale di controllo del satellite stesso.

Tipo di disturbo	Entità massima della coppia
Coppia aerodinamica	$\sim 3 \times 10^{-7} \text{ N} \cdot \text{m}$
Coppia da gradiente di gravità	$\sim 3 \times 10^{-7} \text{ N} \cdot \text{m}$
Coppia da pressione di radiazione solare	$\sim 5 \times 10^{-8} \text{ N} \cdot \text{m}$

Tabella 4.5: Stima delle massime coppie di disturbo per il satellite ALMASat-1.

Per garantire il mantenimento dell'assetto nominale e del puntamento il microsatellite ALMASat-1 è dotato dei seguenti sistemi:

- Ruota di momento (*momentum wheel*), in cui la ruota è l'attuatore stesso, pilotato dal sistema di controllo in modo da variare la velocità di rotazione. Tale variazione induce una coppia sul veicolo spaziale nella direzione dell'asse di rotazione della ruota, che compensa la coppia di disturbo o produce un cambiamento d'assetto. Questi sistemi permettono di avere un controllo d'assetto molto accurato e sono preferiti per manovre moderatamente veloci.
- Bobine magnetiche, le quali interagendo con il campo magnetico terrestre generano una coppia ortogonale al dipolo magnetico generato a bordo ed allo stesso campo magnetico terrestre. L'entità della coppia generata, generalmente molto bassa (valori tipici sono da 0.001 a 0.01 Nm), è tale che l'utilizzo del controllo magnetico è limitato ai piccoli satelliti in orbita bassa come appunto ALMASat-1. L'intensità del campo magnetico terrestre è inversamente proporzionale al cubo della distanza dal centro della Terra. In particolare, sul satellite ALMASat-1 le bobine magnetiche verranno utilizzate nella fase di *detumbling* (conseguente al rilascio dal lanciatore), nella fase di acquisizione d'assetto, e, nella fase nominale della missione, per il controllo della precessione dell'asse di momento della ruota.
- Sistema di micropropulsione a gas freddo, il quale però, essendo un dispositivo non lineare (attuatori ON – OFF), non permette di realizzare un sistema di controllo continuo. Il progetto del controllo tiene conto di queste non linearità attuando con una coppia costante modulata nel tempo: si ha quindi bisogno degli altri sistemi precedentemente indicati.

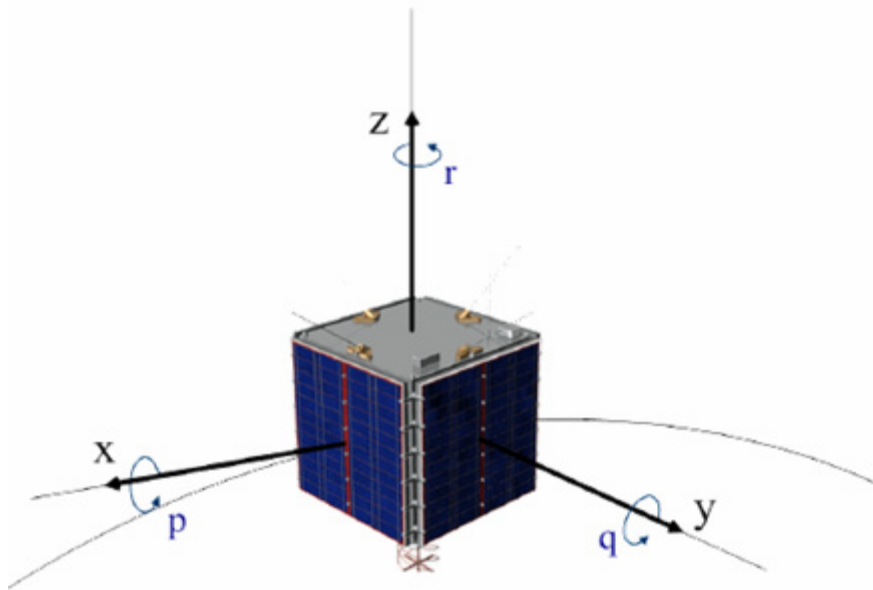


Figura 4.25: Definizione della terna assi – corpo e delle velocità di rotazione.

Il primo esperimento riguarderà lo spegnimento della ruota di momento a partire da una configurazione di assetto acquisito e mantenuto. A tal fine sono state effettuate delle simulazioni, riportate in figura 4.26 che simulano l'esecuzione pratica dell'esperimento in orbita effettuate con i seguenti parametri [18]:

- Massa del satellite: 12 kg;
- Momenti di inerzia: $I_x = 0.4 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$; $I_y = 0.6 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$; $I_z = 0.5 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$;
- Spinta dei thruster: 1 mN;
- Impulse Bit: 1 mN·s.

Dalla configurazione di assetto acquisito e mantenuto con bobine magnetiche e ruota di momento, questa viene fatta decelerare con una coppia magnetica fino alla velocità minima consentita per il motore (rampa discendente nel grafico) e poi spenta. Con lo spegnimento della ruota si ha un inevitabile perdita del puntamento, perchè il momento angolare residuo della ruota viene trasferito al satellite: nel grafico lo si può vedere dall'aumento delle velocità angolari e degli angoli di assetto. A questo punto il controllo passa ai thruster per una durata di circa 30 minuti. Come si può vedere dalla figura, dopo un breve transitorio gli angoli di Eulero tornano a stabilizzarsi e gli errori a regime finali ottenuti dopo numerose procedure di calibrazione della legge di controllo sono dell'ordine di un grado.

Il grafico relativo all'angolo di pitch mostra la storia dell'asse dove è collocata la ruota di momento in cui si vede che prima dell'accensione dei thruster l'angolo varia linearmente (velocità angolare circa costante).

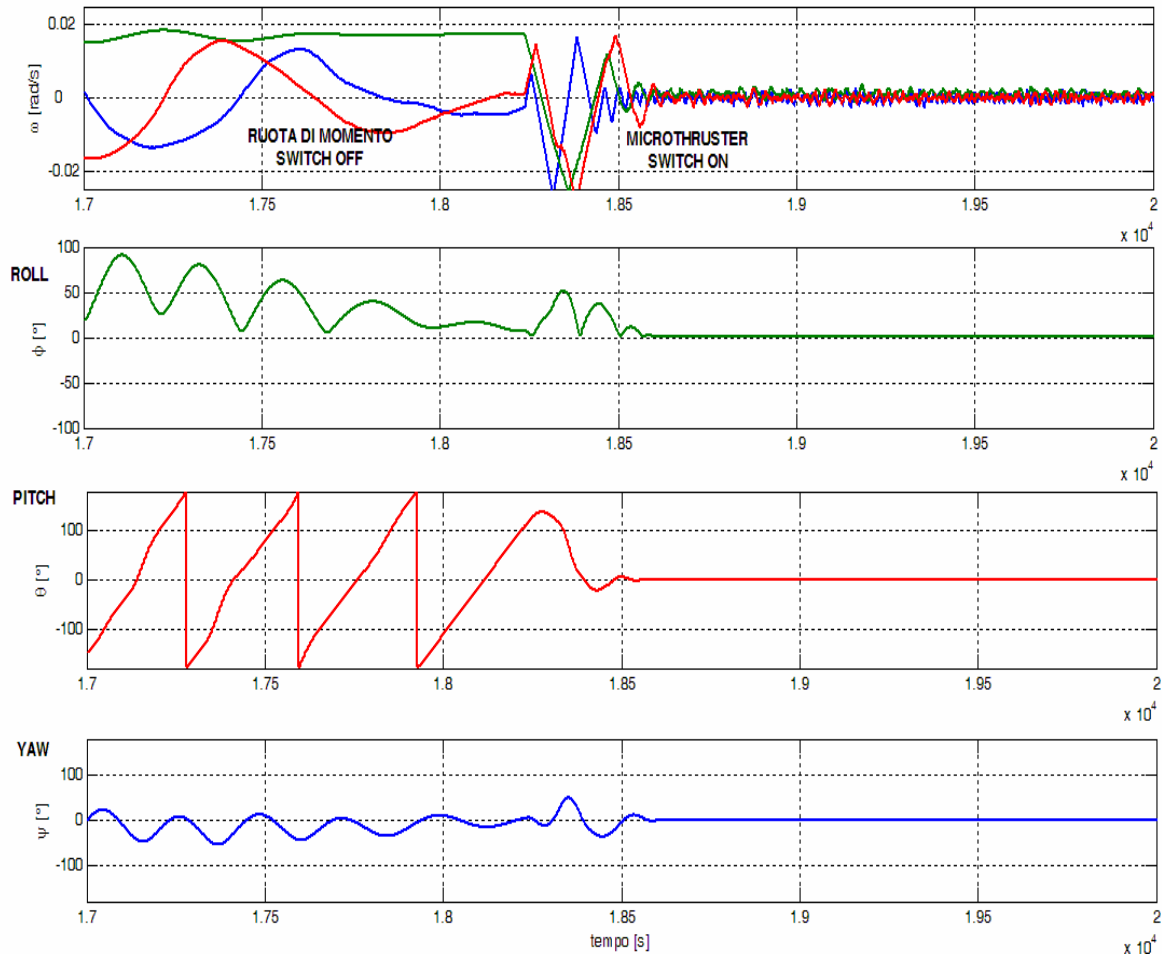


Figura 4.26: Simulazioni effettuate per l'esperimento di stabilizzazione a tre assi e mantenimento nominale dell'assetto mediante micropropulsione.

Appena si accendono i thruster (comportamento tipo on-off) tutti e 3 gli angoli vanno rapidamente a zero. Le variazioni a regime sono dovute al fatto che la simulazione prevede in maniera realistica rumori e imprecisioni di altri sottosistemi

Come visto in precedenza, poiché il sistema di micropropulsione è un attuatore di tipo ON – OFF, l'unico modo per consentire di contrastare i disturbi mediante il suo utilizzo è attraverso l'accumulo di tale coppie nel tempo e la successiva accensione a intervalli più o meno regolari di tempo. Generalmente nei sistemi di controllo a scambio di quantità di moto

le coppie per la correzione d'assetto vengono generate dall'assorbimento nelle ruote delle variazioni di momento non desiderate mediante la variazione della loro velocità di rotazione. Tali dispositivi sono soggetti a fenomeni di saturazione che avviene quando, sotto l'azione di una coppia persistente, la ruota raggiunge il massimo dell'immagazzinamento possibile di momento della quantità di moto, cioè non riesce più ad aumentare la propria velocità angolare. Quando ciò avviene occorre desaturare la ruota ovvero, mediante l'ausilio di altri attuatori interagenti con l'esterno una coppia in senso contrario a quello che ha provocato la saturazione, così che la ruota possa diminuire il proprio numero di giri. Tale operazione risulterà il secondo degli esperimenti che il sistema di micropropulsione dovrà realizzare.

Anche in questo caso sono state effettuate delle simulazioni, visibili in figura 4.27, per descrivere il comportamento dei microthruster al fine di riportare la ruota nel range di velocità di progetto quando, per effetto di disturbi dell'ambiente spaziale, accumuli un momento angolare che la faccia uscire dalle velocità previste. Nella simulazione riportata in figura, la saturazione non è reale ma artificiale poiché la ruota satura per effetto delle coppie di perturbazioni (nel nostro caso a causa della coppia aerodinamica). Tale effetto artificiale è ottenuto aumentando di fatto la coppia di disturbo (intervenendo sulla densità dell'aria). Sostanzialmente si crea artificialmente una coppia attorno l'asse della ruota: normalmente questo compito è svolto dalle bobine magnetiche, e in questo esperimento dalla micropropulsione. È importante evitare che la coppia fornita per desaturare la ruota faccia perdere l'assetto al satellite e quindi è necessario tenere attive le leggi di controllo durante la manovra.

Nel grafico si mette a confronto la stessa manovra eseguita con la micropropulsione e con le bobine magnetiche. In alto si vede la velocità della ruota che viene portata artificialmente fuori range (saturazione) e poi riportata a regime (desaturazione).

Dai grafici di figura 4.27 notiamo che la desaturazione via thruster è più rapida: 200 secondi circa contro i 500 secondi delle bobine. Tale aspetto è sicuramente positivo poiché meno si disturba il satellite con coppie esterne meno si rischia di perdere l'assetto. E infatti notiamo che l'angolo di roll rimane notevolmente più contenuto. In termini energetici, l'energia impiegata per la manovra è quasi la stessa.

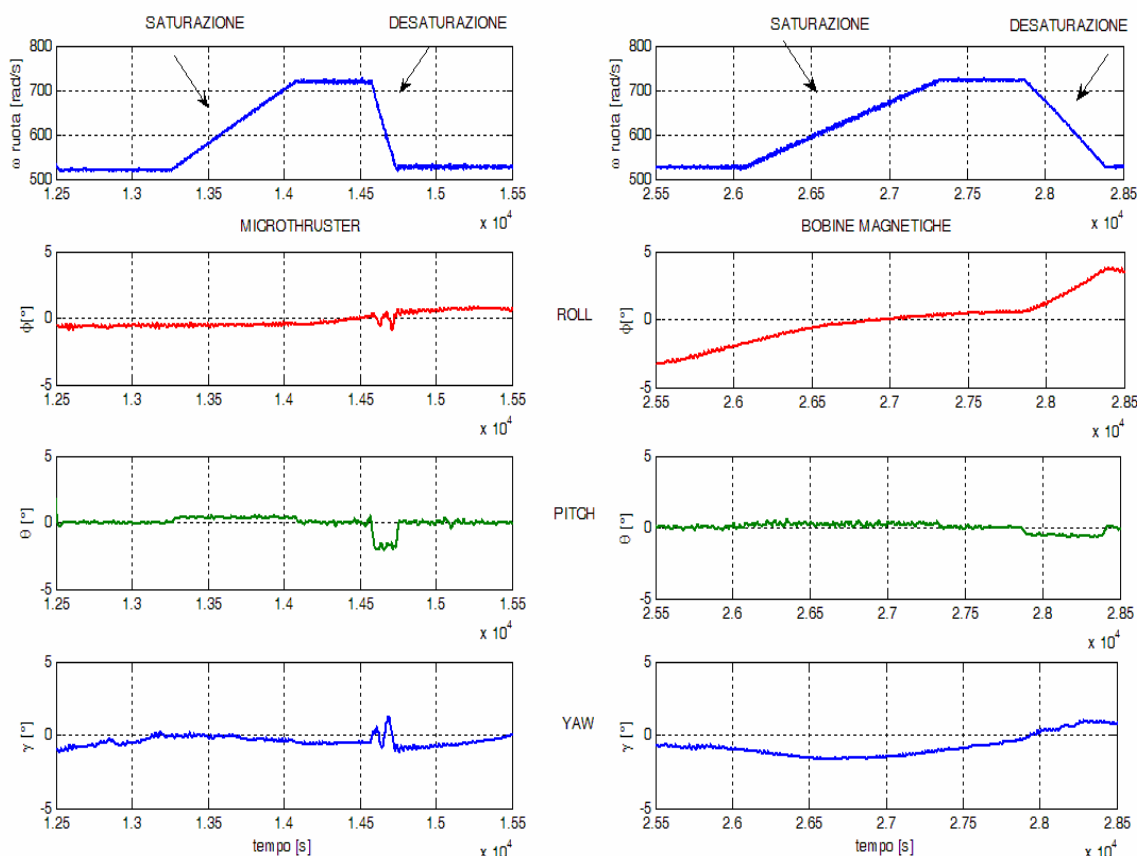


Figura 4.27: Simulazioni effettuate per l'esperimento di desaturazione della ruota di momento mediante micropropulsione.

L'ultimo esperimento, relativo ad una piccola manovra orbitale finalizzata al cambiamento del semi-asse maggiore dell'orbita, vedrà l'utilizzo di tutto il propellente rimasto per innalzare l'orbita del satellite. A tal proposito verranno accessi due thruster e fatti sparare simultaneamente e continuamente fino al termine del gas stivato nel serbatoio. Le simulazioni riportate in figura 4.28, ottenute implementando un integratore numerico di dinamica orbitale che tiene conto della perturbazione orbitale J_2 , mostrano l'efficienza della manovra.

Durante l'accensione dei thruster il satellite deve comunque mantenere l'assetto per garantire che la spinta sia sempre nella direzione della velocità (tale vincolo garantisce la massima variazione del semiasse maggiore dell'orbita). Questo aspetto non è "automatico" perché i thruster sono posizionati nel centro geometrico del satellite che sicuramente differirà dal centro di massa: conseguentemente oltre alla spinta si avrà una coppia di disturbo.

Per stimare gli effetti combinati della spinta e della coppia di disturbo è stato realizzato un integratore numerico dell'orbita che si interfacciasse con il modello simulink.

4 - Sistema di micropropulsione a gas freddo per il microsatellite ALMASat-1

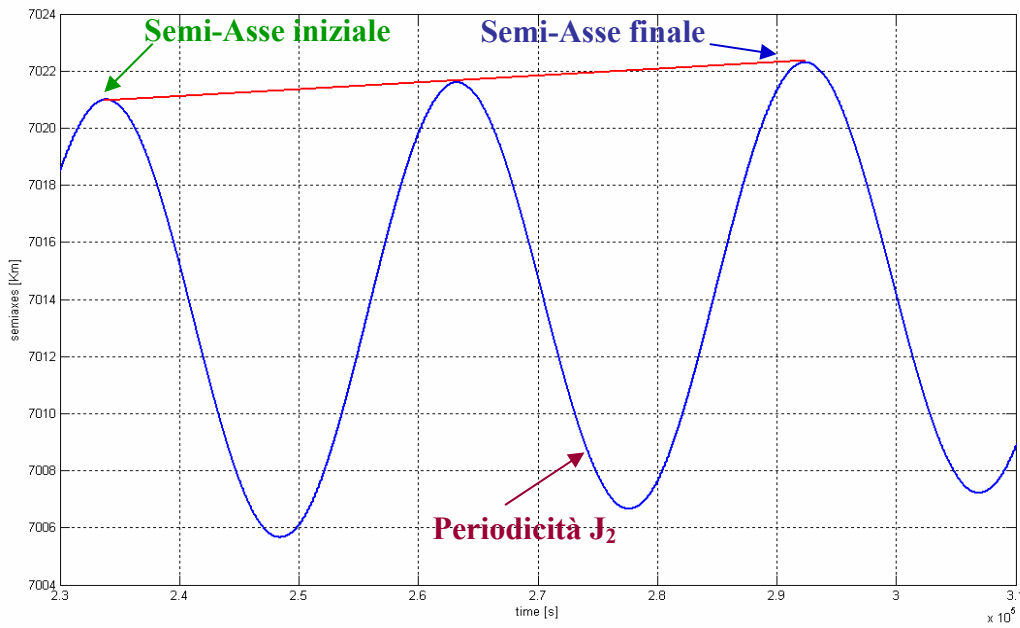


Figura 4.28: Simulazioni effettuate per l'esperimento di cambiamento del semi-asse maggiore dell'orbita mediante micropropulsione.

A partire dal valore nominale del semiasse (7021 Km), si nota la variazione periodica dovuta alle perturbazione gravitazionale detta di J_2 , cioè lo schiacciamento ai poli dell'ellissoide terrestre che risulta di entità superiore rispetto all'accelerazione fornita dalla piccola spinta dei thruster. Si nota comunque come le creste della sinusoide si alzino progressivamente come risultato dell'effetto utile della manovra stimato in circa 1.5 km per 6000 s di accensione. Il Δv che ne deriva, pari a 0,83 m/s, è ricavabile mediante l'equazione 4.4:

$$\Delta v = \frac{\Delta a}{2v} \cdot \frac{\mu_{terra}}{(h + r_{terra})^2} \quad (4.4)$$

Dove Δa è la variazione del semiasse dell'orbita espressa in km, v è la velocità orbitale del satellite in km/s (dell'ordine di 8 km/s), μ_{terra} è la costante gravitazionale terrestre pari a $398604.3 \text{ km}^3/\text{s}^2$, h è la quota orbitale in km ed r_{terra} è il raggio terrestre medio, pari a 6372,8 km.

4.10 CONCLUSIONI

Nel presente capitolo è stato presentato il sistema di micropropulsione con cui verrà equipaggiato il microsatellite ALMASat-1 per effettuare esperimenti di controllo d'assetto a tre assi, desaturazione della ruota di momento e manovra orbitale. In virtù delle specifiche stringenti, soprattutto relative allo scarso volume del serbatoio stivato a bordo, l'impulso totale disponibile e le variazioni di velocità ottenibili risultano di modesta entità. Tuttavia lo scopo del sistema di micropropulsione vuole essere quello di dimostratore tecnologico sia dal punto di vista dell'accuratezza, in termini di puntamento fine, sia dal punto di vista delle scarse potenze necessarie. I test condotti sulle perdite della microvalvola hanno dimostrato che, in assenza di manovre mediante la micropropulsione, il gas contenuto all'interno del serbatoio possa essere mantenuto per tutta la durata operativa del satellite stesso.

Dal punto di vista delle performance dell'intero sistema risulta indispensabile poter conoscere il valore esatto del impulse bit, al momento stimato, poiché di fatto consentirebbe di meglio quantificare l'accuratezza del sistema stesso. A tal fine risulta essenziale lo sviluppo di una scheda elettronica che faccia uso di microcontrollore per poter conoscere in tempo reale il minimo tempo di apertura e chiusura della microvalvola. Dai risultati mostrati si può dedurre che uno degli utilizzi più promettenti, in futuro, del sistema di micropropulsione potrebbe essere quello legato alla desaturazione della ruota di momento, poiché il tempo necessario a tale manovra risulta sensibilmente minore, contribuendo a disturbare meno l'assetto del satellite.

5

Sistema di misura della spinta e prove sperimentali sui microthruster

5.1 SPECIFICHE DEL SISTEMA DI MISURA

Il presente capitolo ha lo scopo di mostrare e motivare le scelte effettuate per la progettazione e la realizzazione di una bilancia di spinta per microthruster avente come range di misura un intervallo di spinta compreso tra 0.1 mN e 60 mN (0.0001 N e 0.060 N). Verranno illustrati successivamente, allo scopo di discutere le qualità del sistema di misura, alcuni risultati derivanti da test sperimentali effettuati in camera a termovuoto utilizzando microthruster scavati su silicio. Tali test verranno infine confrontati con i valori ricavati mediante simulazioni fluidodinamiche effettuate sui microdispositivi stessi al fine di valutarne la bontà ed affidabilità.

La piccola spinta sviluppata dai microthrusters (dell'ordine di pochi mN) e la difficoltà di dover studiare un sistema capace di misurare una forza di così modesta entità con una precisione di 0.05 mN, richiesta per la completa valutazione e attendibilità della misurazione, necessita, come vedremo in seguito, di particolari accorgimenti. Alla luce di ciò una bilancia ideata ad hoc risulta assolutamente necessaria per caratterizzare il propulsore e le sue prestazioni, poiché una stima precisa della spinta risulta indispensabile per poter progettare, qualora si decida di utilizzare i microthrusters, un sistema di propulsione per un microsatellite [20,21,22]. Da ultimo, ma non meno importante, è giusto ricordare che i test di tale sistema di misura, e di conseguenza le simulazioni per la validazione dei risultati, verranno effettuati in camera a termovuoto.

5.2 SCELTA DELLA CONFIGURAZIONE OPPORTUNA

La ricerca della configurazione più opportuna per il sistema di misura della spinta del microthruster, è stata effettuata successivamente all'analisi delle diverse tipologie possibili, essenzialmente in termini di trasduttori atti a garantire la precisione desiderata. Di seguito vengono descritti brevemente i trasduttori di posizione senza contatto individuati e presi in considerazione per la realizzazione della bilancia, riassumendo per ognuno di essi pregi e difetti e motivando quindi le scelte di progetto per la realizzazione della bilancia stessa. I trasduttori di spostamento senza contatto, ad alta precisione, rappresentano una buona soluzione ai problemi di misura in campo sperimentale. I recenti sviluppi dell'elettronica e dei sensori hanno permesso di ampliarne le applicazioni. Questi trasduttori sono ideali per

applicazioni quali misure senza contatto fisico e senza forza esterna, montaggio su linee continue e operazioni che richiedono misure di precisione durante un lungo periodo di tempo senza deterioramento del sensore, rilevazione di movimenti molto veloci.

Un sensore di spostamento viene, definito “di precisione” quando soddisfa le seguenti specifiche minime:

- Non linearità: migliore di 0.3% f.s. (fondo scala);
- Risoluzione: migliore di 0.05% f.s.;
- Larghezza di banda: superiore a 5 kHz;
- Stabilità in temperatura: migliore di 0.05% f.s./°C.

Il sensore di spostamento senza contatto utilizzato per i nostri scopi è stato quello basato sul principio di misura a triangolazione ottica di seguito illustrato.

Un raggio laser viene proiettato sulla superficie del target e da questo riflesso verso un ricevitore nella medesima custodia del trasmettitore. La riflessione deve essere diffusa. Il raggio laser riflesso passa attraverso una lente e viene focalizzato su un rilevatore PSD analogico lineare altamente sensibile, o, in alternativa, su un sensore CCD. La posizione del raggio focalizzato riflesso sul rilevatore dà origine ad un segnale che è in rapporto alla distanza del trasmettitore dal target (Figura 5.1).

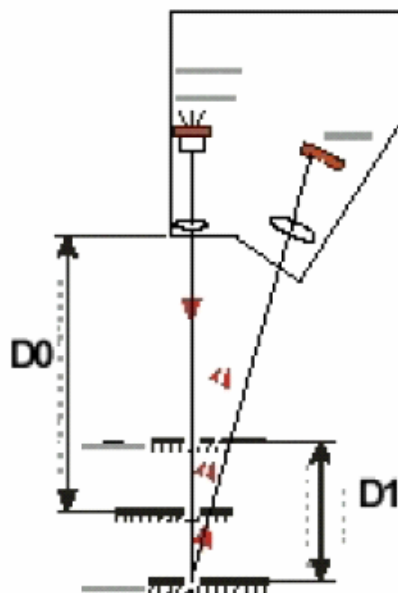


Figura 5.1: Il sistema di misura a triangolazione ottica.

Dove D0 e D1 indicano rispettivamente la distanza di funzionamento e la distanza dal campo di misura.

La precisione può essere influenzata da superfici del target sfavorevoli alla riflessione, differenze di colore o variazioni di colore. Queste influenze possono essere minimizzate o completamente compensate con la moderna tecnologia elettronica e la regolazione automatica dell'intensità della luce. I vantaggi che tali sistemi presentano sono:

- piccolo punto di misura;
- ampi intervalli di misura;
- insensibilità alle proprietà del materiale del target;
- ampie distanze fra sensore e target.

Gli svantaggi, d'altra parte, che i sistemi di misura a triangolazione ottica presentano sono:

- dipendenza dal tipo di superficie dell'oggetto in prova;
- l'area della trasmissione e riflessione del raggio deve essere pulita;
- il sensore ha dimensioni relativamente più grandi, se confrontato con un sistema a correnti parassite o capacitivo.

La tabella 5.1 riassume e confronta le specifiche tecniche dei sistemi di misura a correnti parassite, di tipo capacitivo e a triangolazione ottica:

Principio	Correnti parassite	Capacitivo	Triangolazione ottica
Precisione	+++	+++	+++
Risoluzione	+++	+++	+++
Temperatura			
40	+++	+++	+++
60	+++	+++	+/-
90	+++	+++	-
150	+++	+++	-
Alta temperatura	++	++	+/-
Dimensione sensore	+++	++	+/-
Dimensione target	+	+	+++
Stabilità ambientale olio, acqua, sporco	++	-	-
Stabilità EM	++	+	+/-
Lunghezza cavo	+	+/-	+/-
Banda frequenza	+++	++	++
Target:			
metallo	+++	+++	+++
isolante	-	++	+++
struttura/colore	++	++	+/-
inomogeneità elettromagnetica	-	+++	+++
+++ eccellente ++ ottimo + buono +/-condizionale -problematico			

Tabella 5.1: Confronto fra i principi di misura.

Il motivo principale per la scelta del sistema di misura a triangolazione laser è principalmente legato all'ampio intervallo misurabile, prerogativa fondamentale se pensiamo ad un accoppiamento con un pendolo che deve obbligatoriamente consentire lo spazio necessario per eventuali oscillazioni. Quindi, possiamo stimare che l'intervallo misurabile deve essere di almeno 100 mm e l'unico trasduttore che può fornire una simile prestazione è, come già detto, il modello che si basa sul principio della triangolazione laser. Gli altri modelli, infatti, sono da escludere a priori, poiché per poter misurare lo spostamento devono essere posti ad una piccola distanza dal target. Siamo in grado ora di fornire la descrizione della bilancia di spinta per la misura forza generata dai microthruster, composta dai seguenti componenti: un pendolo diretto che ha come scopo quello di tradurre la spinta del microthruster in uno spostamento finito e proporzionale alla spinta stessa, un trasduttore di posizione senza contatto, il quale, misurando con precisione lo spostamento del pendolo, rende possibile la stima della spinta del thruster.

La scelta del trasduttore di posizione a triangolazione laser è stata quella del modello OptoNCDT 1700 della Micro-Epsilon, riportato in figura 5.2.

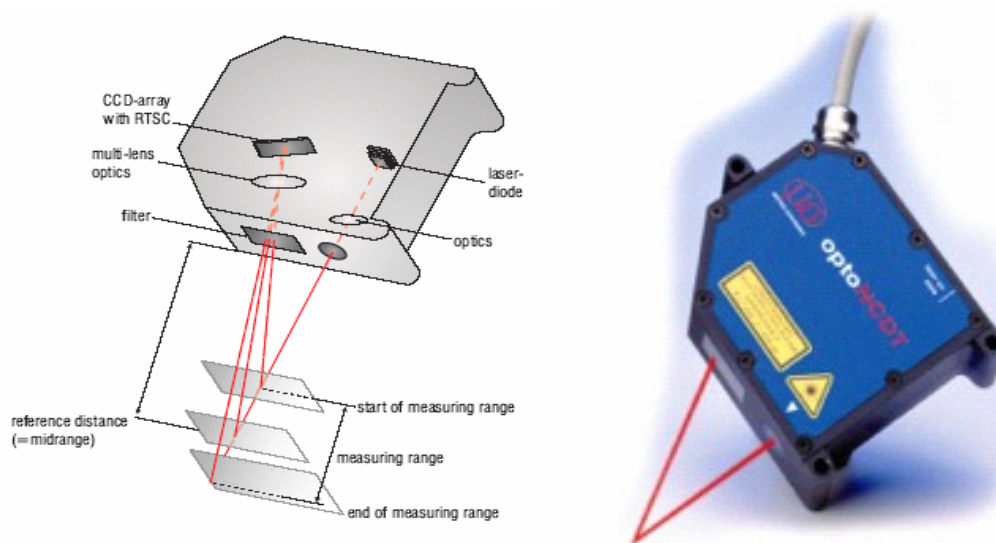


Figura 5.2: Il trasduttore di posizione basato sul principio di triangolazione laser.

Le principali caratteristiche del sensore sono:

- range di misura = 100 mm;
- risoluzione della misurazione = 6 μm ;

L'impossibilità di far funzionare il trasduttore stesso in un ambiente con pressioni molto basse ha comportato la realizzazione di una scatola pressurizzata al fine di proteggere il trasduttore stesso.

5.3 PRINCIPIO DI FUNZIONAMENTO DELLA BILANCIA

A causa della piccola spinta fornita dai micropropulsori, si è pensato di utilizzare un pendolo a braccio rigido, incernierato in modo tale da annullare qualsiasi attrito [20,21,22]. In figura 5.3 viene mostrato il principio di misura a pendolo utilizzato per la misura della spinta.

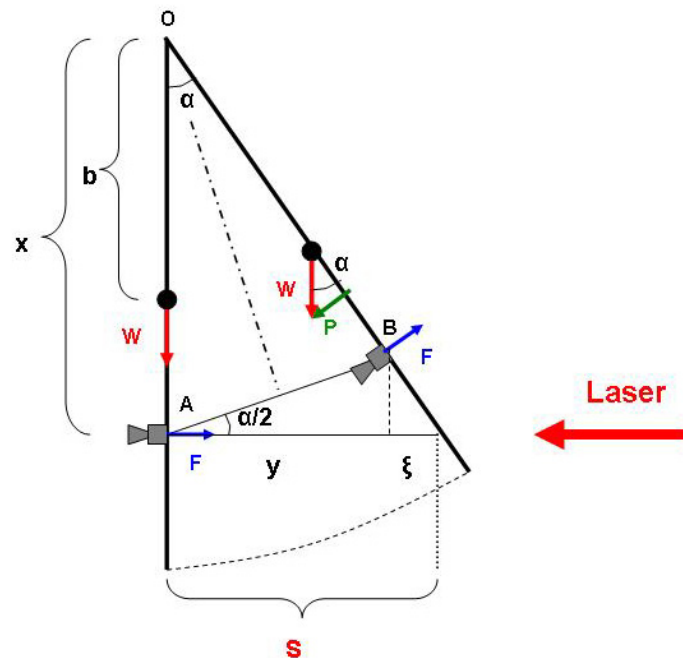


Figura 5.3: Principio di misura.

Dove:

x = braccio del pendolo

S = spostamento misurato dal trasduttore

ξ = differenza tra S e y ($S-y$)

\overline{AB} = spostamento reale del pendolo

F = spinta del micropropulsore

W = forza peso del il pendolo (compreso il gruppo thruster)

P = componente della forza peso lungo la direzione della spinta

α = angolo di oscillazione del pendolo

b = distanza tra il baricentro e la cerniera

La spinta generata sarà:

$$P = W \cdot \sin \alpha \quad (5.1)$$

Lo spostamento del pendolo continuerà finché non verrà raggiunta la condizione di equilibrio dei momenti:

$$F = P \cdot \frac{b}{x} = W \cdot \sin \alpha \cdot \frac{b}{x} \quad (5.2)$$

Sfruttando la trigonometria classica possiamo scrivere:

$$\overline{AB} = 2 \cdot x \cdot \sin\left(\frac{\alpha}{2}\right) \quad (5.3)$$

Ovvero, esplicitando α :

$$\alpha = 2 \cdot \arcsin\left(\frac{\overline{AB}}{2 \cdot x}\right) \quad (5.4)$$

Sempre dal disegno di figura 5.3:

$$\overline{AB} = \frac{y}{\cos \frac{\alpha}{2}} \quad (5.5)$$

Sostituendo l'equazione 5.5 nella precedente 5.4 otteniamo:

$$\alpha = 2 \arcsin \left(\frac{\frac{y}{\cos\left(\frac{\alpha}{2}\right)}}{2x} \right) \quad (5.6)$$

A questo punto, poiché il trasduttore di posizione ci fornisce il valore $S = y + \xi$, e di conseguenza $y = S - \xi$, con ξ esprimibile come:

$$\xi = y \cdot \operatorname{tg}\left(\frac{\alpha}{2}\right) \cdot \operatorname{tg}(\alpha) \quad (5.7)$$

otteniamo:

$$y = S - y \cdot \operatorname{tg}\left(\frac{\alpha}{2}\right) \cdot \operatorname{tg}(\alpha) \quad (5.8)$$

Esprimendo y in funzione di α (equazione 5.9) e sostituendo tale equazione in 5.6 otteniamo:

$$y = \frac{S}{\left(1 + \operatorname{tg}\left(\frac{\alpha}{2}\right) \cdot \operatorname{tg}(\alpha)\right)} \quad (5.9)$$

$$\alpha = 2 \cdot \arcsin \left(\frac{S}{\left(1 + \operatorname{tg}\left(\frac{\alpha}{2}\right) \cdot \operatorname{tg}(\alpha)\right) \cdot \cos\left(\frac{\alpha}{2}\right) \cdot 2x} \right) \quad (5.10)$$

Tale equazione può essere risolta attraverso un metodo iterativo, ad esempio facendo uso del metodo delle successive approssimazioni finché non si giunge a convergenza tra due soluzioni successive.

Noto α risulta agevole calcolare la spinta F del micropropulsore ed esprimerla nel modo seguente:

$$F = P \cdot \frac{b}{x} = W \cdot \sin \alpha \cdot \frac{b}{x} \quad (5.11)$$

Per svincolare il sistema di misurazione dalla geometria e dal peso di quest'ultimo, è utile tracciare la caratteristica teorica della bilancia in funzione di parametri adimensionali. Definiamo a questo scopo i tre seguenti parametri:

$$F^* = \frac{F}{W}$$

$$S^* = \frac{S}{x}$$

$$B^* = \frac{b}{x}$$

Sostituendo questi nell'equazione 5.11 della spinta otteniamo un'equazione della spinta dimensionale del tipo $F^* = \sin \alpha \cdot B^*$ con $\alpha = \alpha(S^*)$. Per valori di $\alpha \ll 1^\circ$, quello che si ottiene è una equazione lineare, che rappresentata graficamente (figura 5.4) dà luogo ad una retta la cui pendenza varia al variare di B^* .

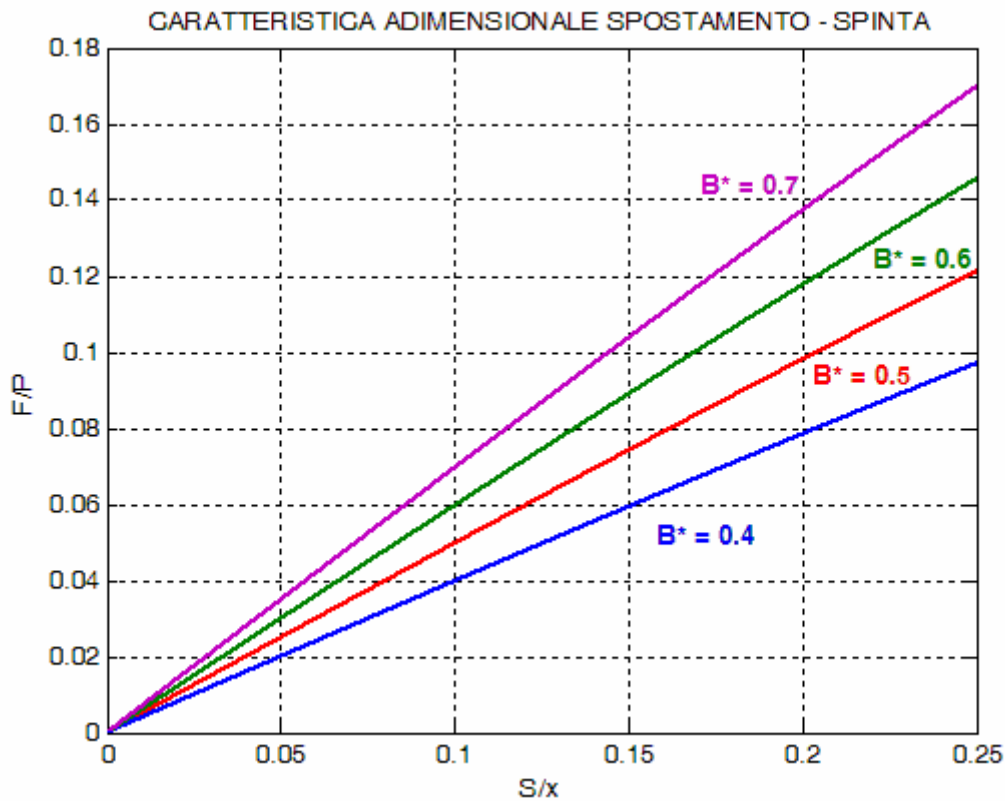


Figura 5.4: Caratteristica adimensionale spostamento - spinta.

Osservando il grafico si può notare come bassi rapporti spinta/peso diano luogo a spostamenti adimensionali molto piccoli, secondo una relazione lineare. Per quanto riguarda la risoluzione della bilancia di spinta si ha:

$$\Delta F = W \cdot \frac{b}{x} \cdot \sin \left(2 \cdot \arcsin \left(\frac{\frac{\Delta y}{\cos\left(\frac{\alpha}{2}\right)}}{2 \cdot x} \right) \right) \quad (5.12)$$

Dove indichiamo con ΔF la risoluzione nella misurazione della spinta e con Δy la risoluzione massima del trasduttore di spostamento. Naturalmente anche per la risoluzione si avrà una dipendenza dalla geometria del pendolo e dal suo peso. Se definiamo le risoluzioni adimensionali di spinta e spostamento rispettivamente come $\Delta F^* = \frac{\Delta F}{W}$ e $\Delta y^* = \frac{\Delta y}{x}$ possiamo svincolarci dalle caratteristiche del sistema e scrivere l'equazione 5.12 come:

$$\Delta F^* = B^* \cdot \sin \left(2 \cdot \arcsin \left(\frac{\frac{\Delta y^*}{\cos\left(\frac{\alpha}{2}\right)}}{2} \right) \right) \quad (5.13)$$

Rappresentando graficamente l'equazione, figura 5.5, abbiamo un andamento del tutto equivalente alla caratteristica della spinta. Questo è abbastanza naturale poiché la risoluzione è la capacità, nell'esecuzione di una misura, di rilevare piccole variazioni della grandezza fisica in esame.

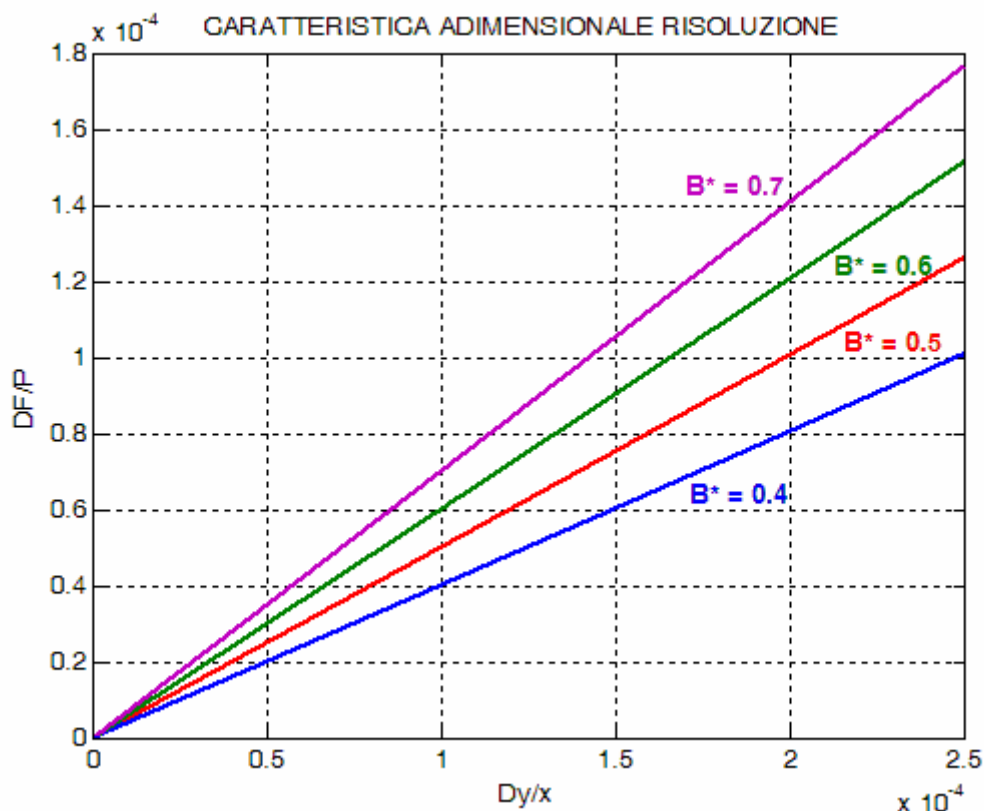


Figura 5.5: Caratteristica adimensionale della risoluzione.

Dal grafico emerge come la risoluzione teorica del sistema migliora in modo lineare man mano che ci si avvicina all'origine degli assi; ciò significa che bassi valori di Δy^* garantiscono, a parità di forza peso, una risoluzione migliore. Poiché Δy è una costante, l'unico modo per ottenere un punto di lavoro ottimale è quello di realizzare, a parità di peso, un braccio del pendolo che sia il più lungo possibile. La configurazione deve, comunque, garantire la rigidità del sistema.

5.4 IL PENDOLO

Parte fondamentale della bilancia è il pendolo caratterizzato da una cerniera costituita da una lamina molto sottile in alluminio, la quale rende possibile il collegamento tra un supporto rigido in acciaio e una lamina più grande, in alluminio, che ha la funzione di braccio. La lamina più sottile, viene serrata al supporto e al braccio utilizzando altre due piccole lamine in alluminio. Per quanto riguarda il braccio del pendolo questo presenta tre fori all'estremità

opposta, utili soprattutto al collegamento con il blocco thruster, ma anche per bilanciare il pendolo tramite piccole "zavorre" e a modificare lo stesso in base alla spinta da stimare.

Il blocco thruster permette sia il collegamento del micropropulsore con il braccio del pendolo, sia la protezione del micropropulsore viste le piccole dimensioni e la sua fragilità. Le dimensioni effettive del braccio del pendolo realizzato sono le seguenti [20,21]:

- $x = (119.8 \pm 0.5)$ mm (distanza tra il punto di applicazione della forza e la cerniera, in cui l'incertezza è dovuta al montaggio della cerniera);
- $W = (419.868 \pm 1)$ mN (forza peso del braccio del pendolo, inclusi blocco thruster e zavorre, in cui l'incertezza è dovuta al tubo di adduzione del propellente) ;
- $b = 78$ mm (distanza tra il baricentro del pendolo e la cerniera) .

Abbiamo quindi $B^* = (0.6500 \pm 0.0015)$.

Tramite questa configurazione si è ottenuto un pendolo dalle buone caratteristiche di rigidezza e solidità, mostrato in figura 5.6, caratteristiche non del tutto scontate vista la priorità di eliminare qualsiasi tipo di attrito.

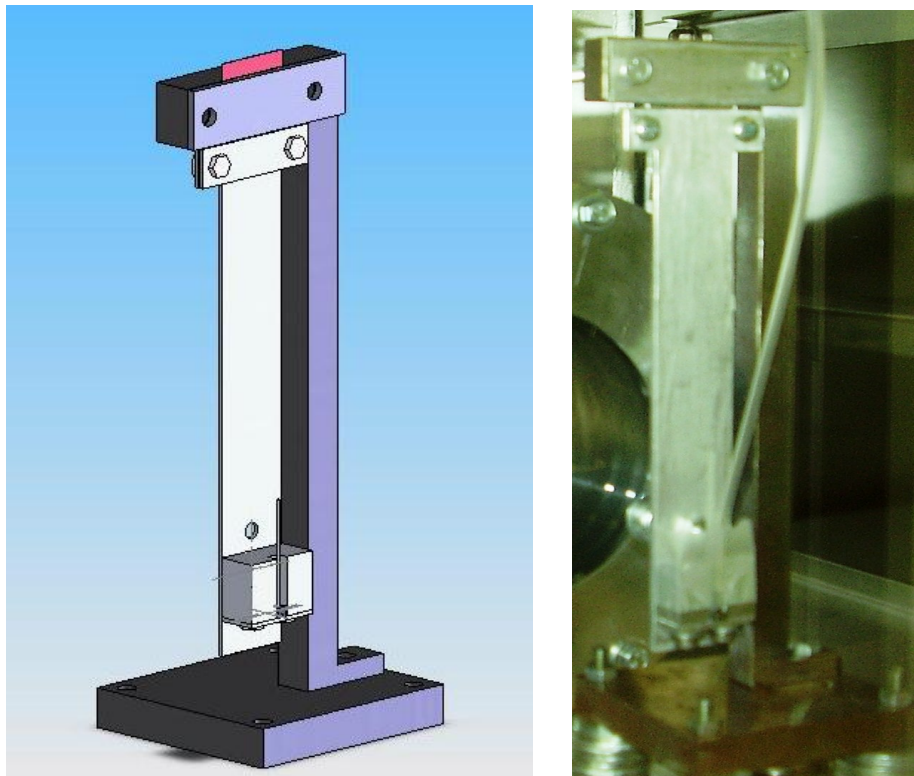


Figura 5.6: Disegno del pendolo al CAD (sinistra) e immagine dello stesso montato in camera a termovuoto (destra).

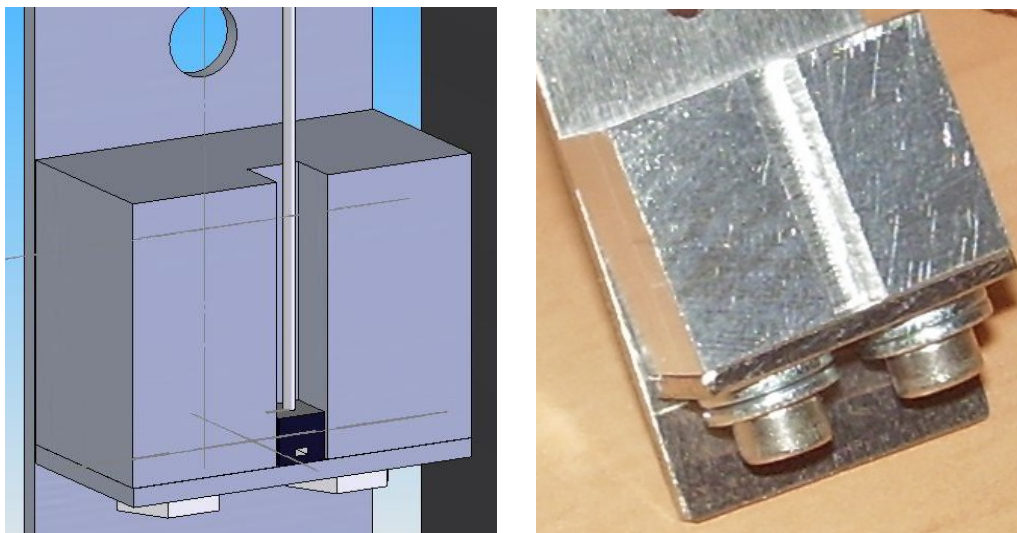


Figura 5.7: Particolare dell'alloggiamento thruster realizzato al CAD (sinistra) e immagine dello stesso (destra).

5.5 CARATTERISTICHE DELLA BILANCIA DI SPINTA

Dal trasduttore di posizione abbiamo che la risoluzione dello spostamento è $\Delta y = 0.006$ mm (e dunque $Dy^* = 5 \cdot 10^{-5}$); sostituendo questo dato e i parametri geometrici del pendolo nell'equazione della spinta (5.12), otteniamo che la spinta della bilancia è funzione solamente dell'angolo α , a sua volta funzione dello spostamento del pendolo:

$$F = \sin \alpha \cdot 419.868$$

Ciò che si ottiene è una caratteristica della spinta lineare e il suo andamento è rappresentato nel grafico di figura 5.8 (in alto). Abbiamo che per un range di spostamento $y = 0 \div 5$ mm ($\alpha = 0 \div 2.38^\circ$), si possono misurare forze F da 0 a quasi 12 mN. Resta da chiedersi se la bilancia così concepita risulta ancora efficiente, da un punto di vista teorico, per misurare spinte superiori. La risposta è decisamente positiva, poiché come dimostra sempre il grafico di figura 5.8 (in basso), la relazione tra spinta e spostamento rimane pressoché lineare anche per spinte pari a 60 mN, con uno spostamento del pendolo (misurato dal trasduttore) di circa 26 mm.

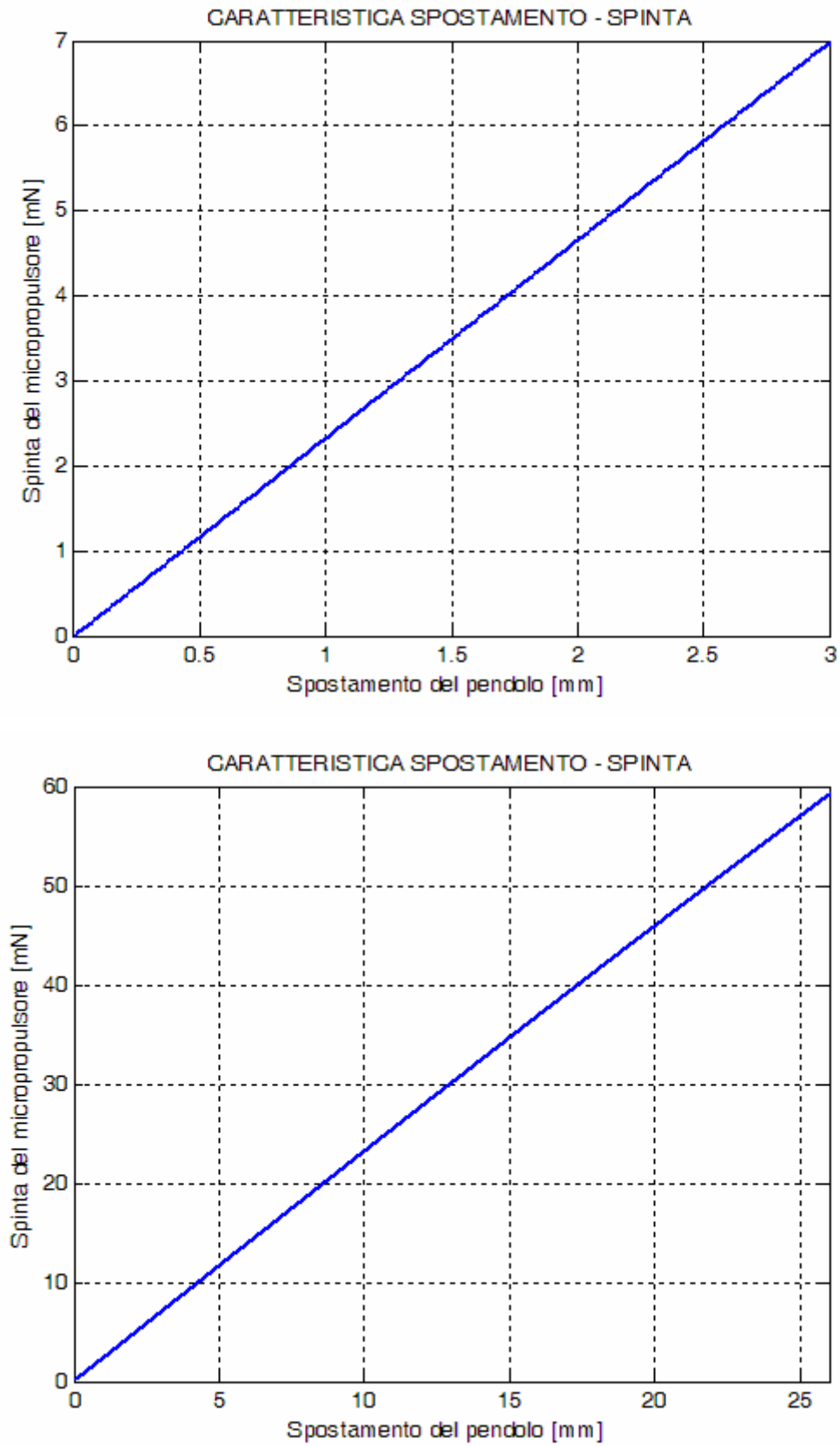


Figura 5.8: Caratteristica teorica spostamento – spinta: 0-7 mN (in alto), 0-60 mN (in basso).

Per quanto riguarda la risoluzione della bilancia, anche in questo caso avremo una dipendenza dall'angolo α , a sua volta funzione dello spostamento del pendolo:

$$\Delta F = 419.868 \cdot 0.683 \cdot \sin \alpha \cdot \sin \left(2 \cdot \arcsin \left(\frac{\frac{5 \cdot 10^{-5}}{\cos \left(\frac{\alpha}{2} \right)}}{2} \right) \right)$$

Anche se la relazione tra risoluzione e angolo α non è lineare, si ha che il valore di ΔF è praticamente costante, come si può osservare nel grafico in figura 5.9.

Infatti abbiamo che, per l'ampio range di spostamento $y = 0 \div 5$ mm, la risoluzione della bilancia di spinta rimane confinata intorno al valore di 0.014 mN; ciò dipende dal fatto che l'angolo α risulta in questo range di spostamento molto piccolo, così come le sue variazioni. Altro aspetto sorprendente del sistema è che misurando forze crescenti abbiamo solo un piccolissimo peggioramento della risoluzione.

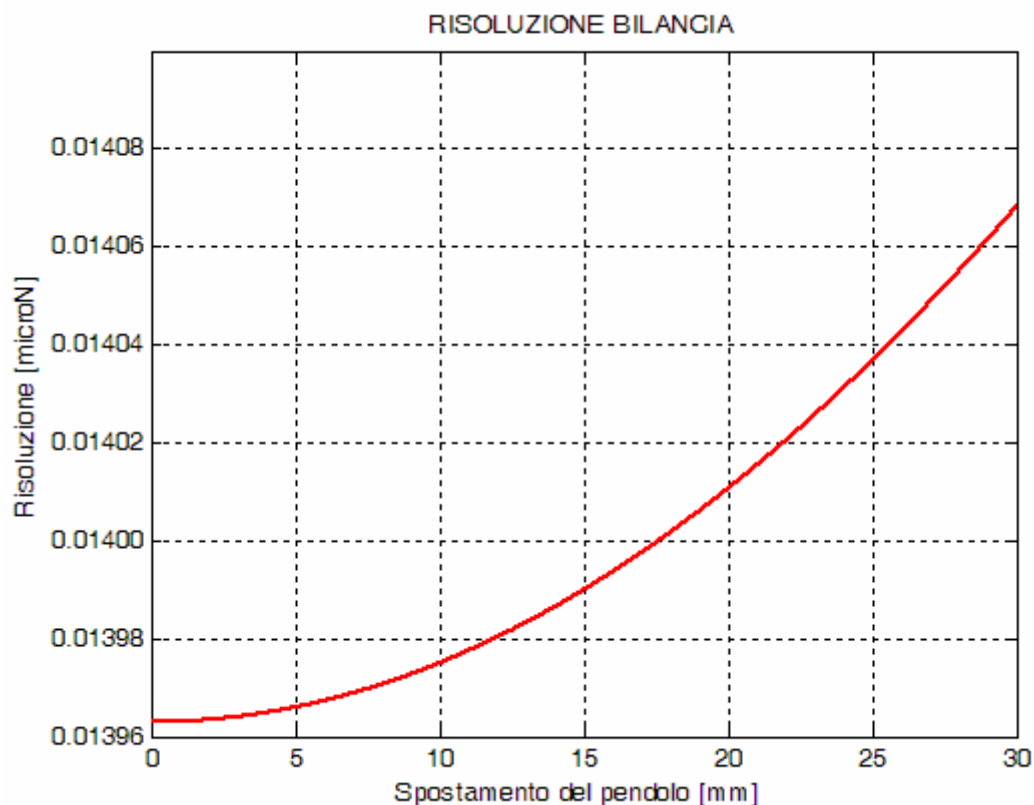


Figura 5.9: Caratteristica della risoluzione.

Riassumendo si può affermare che, almeno teoricamente, la bilancia a pendolo diretto è ben concepita. Dal punto di vista dell'applicazione pratica risulta fondamentale stimare con buona approssimazione la posizione del centro di gravità del braccio del pendolo, utilizzando per esempio software di disegno industriale. Altro punto molto importante è quello dell'eliminazione di qualsiasi attrito nella cerniera. Il problema fondamentale a questo punto è quello di assicurarsi che il pendolo, così realizzato, abbia un comportamento abbastanza vicino a quella che abbiamo descritto come la caratteristica teorica. Per fare ciò è necessaria una calibrazione della bilancia descritta nel paragrafo seguente.

5.6 IL SISTEMA DI CALIBRAZIONE

Al fine di eliminare qualsiasi attrito è stata utilizzata come cerniera del pendolo una lamina in alluminio molto sottile legata al braccio rigido del pendolo. L'applicazione di cerniere tradizionali o cuscinetti radiali è, di fatto, da escludere poiché darebbe luogo a forze di attrito troppo elevate. Naturalmente il funzionamento di una cerniera, costituita da una lamina sottile, basa il suo funzionamento sulla deformazione della lamina stessa. Poiché tale deformazione varia al variare della forza applicata bisognerà calibrare il sistema in modo tale da calcolare quella che è la caratteristica reale del pendolo stesso. Uno schema molto semplice del sistema di calibrazione è rappresentato in figura 5.10.

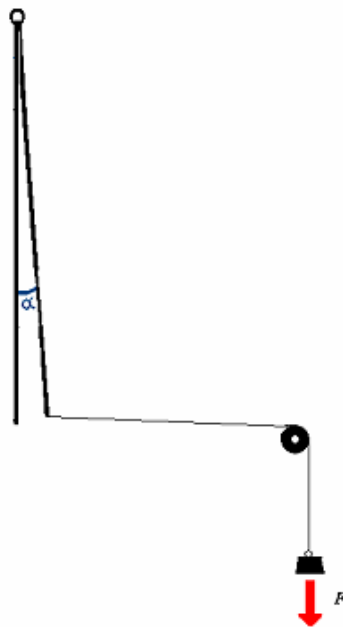


Figura 5.10: Schema del sistema di calibrazione.

Il sistema è composto da un comune ago con asola abbastanza grande e da un peso di prova. Inoltre per non falsare la misurazione è necessario che il filo utilizzato per fissare il peso, e che passa all'interno dell'asola dell'ago, sia il più sottile possibile. A tal proposito è stato utilizzato un filo di nylon di diametro 0.2 mm. La forza F agisce sul pendolo nello stesso modo in cui agirebbe la spinta di un micropropulsore. La calibrazione non è perfetta, poiché l'attrito tra filo di nylon e asola dell'ago non è nullo, possiamo però dire che questo è trascurabile poiché sarà diversi ordini di grandezza inferiore rispetto alla forza misurata dal pendolo. Il sistema così ottenuto è mostrato in figura 5.11. Con l'ausilio del sistema di calibrazione, il pendolo deve essere testato con forze variabili in modo tale da ottenere l'andamento dello spostamento in funzione della spinta. Una volta ottenuta la caratteristica reale possiamo calcolare facilmente l'errore dovuto alla deformazione non lineare della lamina dal confronto con la caratteristica teorica del pendolo.

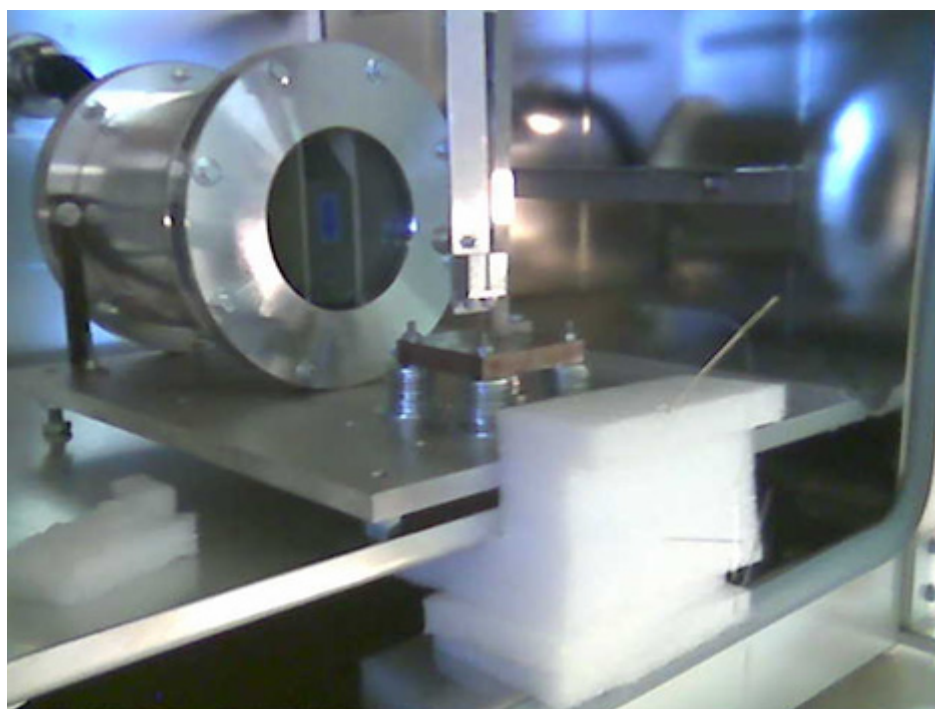


Figura 5.11: Sistema di calibrazione.

Per poter più facilmente osservare lo scostamento della caratteristica reale da quella teorica si è implementato un programma di interpolazione dei risultati ottenuti sperimentalmente, i cui valori sono riportati in figura 5.12. Dalla differenza tra le due caratteristiche possiamo facilmente stimare l'andamento dell'errore percentuale tra il comportamento reale del pendolo e quello teorico riportato in figura 5.13.

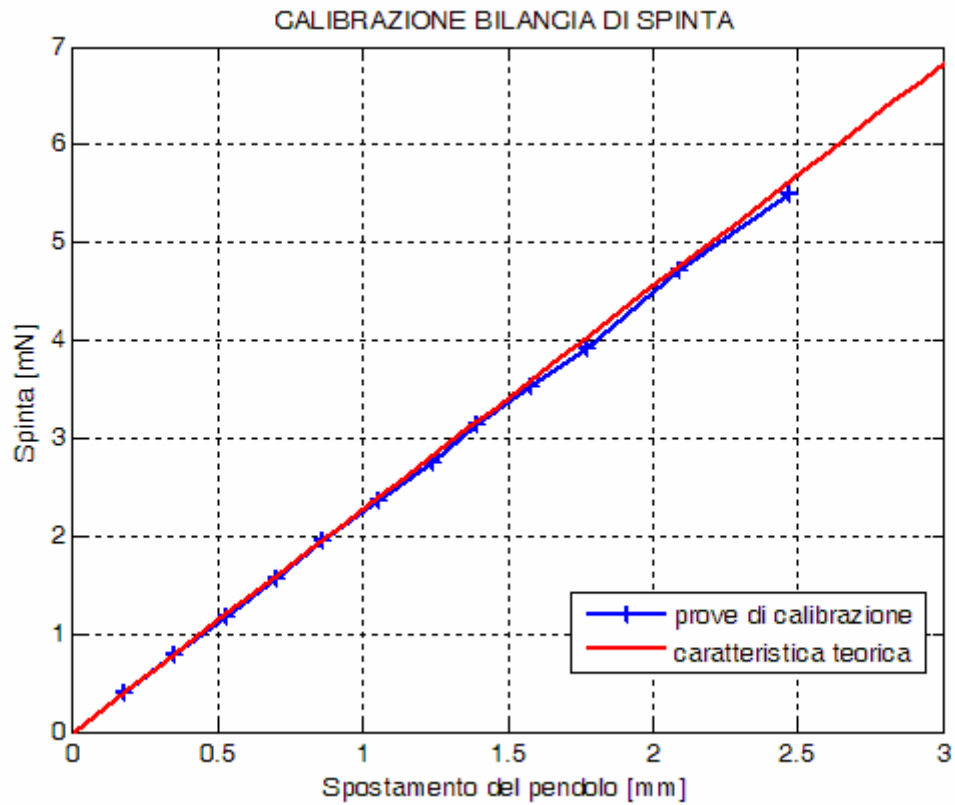


Figura 5.12: Confronto tra caratteristica reale e teorica.

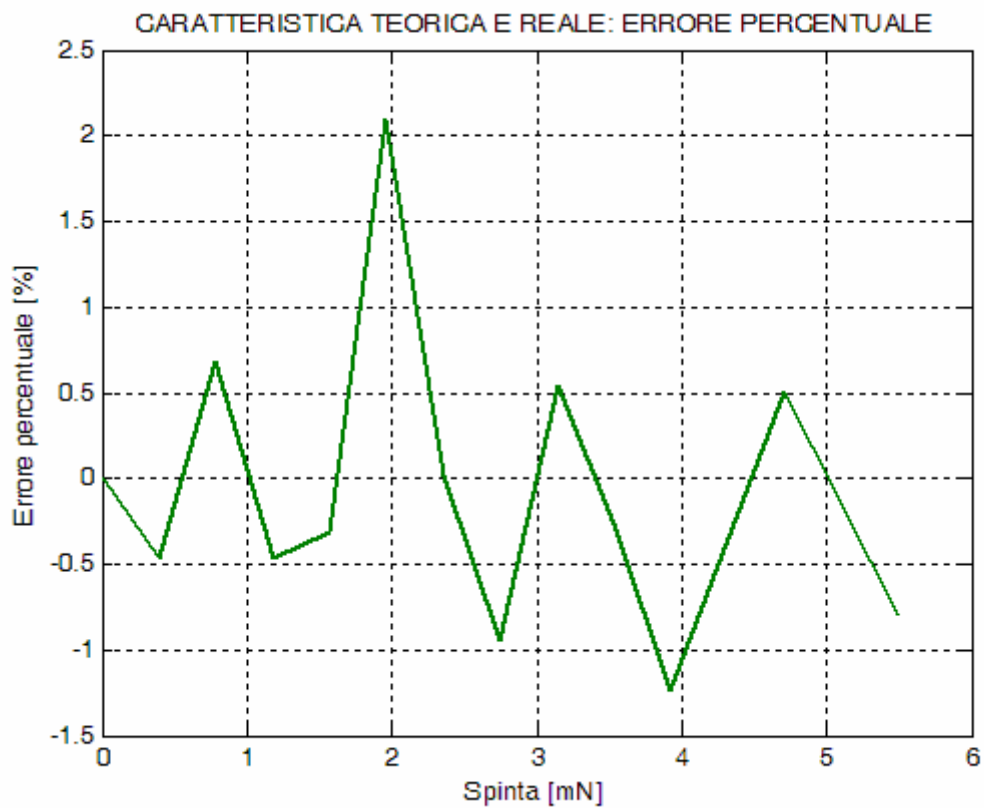


Figura 5.13: Errore percentuale tra caratteristica teorica e reale.

L'errore percentuale massimo tra le due caratteristiche è dell'ordine del 2%, una differenza praticamente trascurabile, poiché corrisponde a valori di spinta differenziali di due ordini di grandezza inferiori rispetto a quelli misurati.

5.7 PROVE SPERIMENTALI E ANALISI DEI RISULTATI

Al fine di valutare sia le caratteristiche della bilancia di spinta e dei micropropulsori, sia la bontà del codice Matlab per l'ottimizzazione dei microgetti, si sono rese necessarie una serie di test, realizzati presso i laboratori della II Facoltà di Ingegneria dell'Università di Bologna.

I test sono stati condotti all'interno di una camera a termovuoto, dove sono stati posizionati il sistema di misura e il thruster, ad un livello di vuoto di 10^{-2} mbar. Il gas utilizzato per alimentare i microthruster è l'azoto stivato all'esterno della camera termovuoto all'interno di una bombola pressurizzata. Le prove, condotte a diverse pressioni di alimentazione, hanno permesso di misurare direttamente il livello di spinta fornito dai thruster e in maniera indiretta l'impulso specifico. In figura 5.14 viene mostrata la bilancia di spinta con il microthruster montato sopra posta in camera termovuoto.

Come si può notare dalla figura 5.14, poiché il tubo di adduzione del gas, necessario all'alimentazione del microthruster, possiede un peso ed è quindi un potenziale disturbo per l'intero sistema di misurazione, si è cercato di ridurre al minimo il disturbo dato dal tubicino ponendolo in una posizione labile rispetto al thruster e fissandolo sulla parete superiore della camera. Il collegamento del thruster mediante tubicino è dovuto sostanzialmente al fatto che il microthruster è fornito con un tubicino in acciaio del diametro di 0.64 mm e lungo 3 cm. A tale tubo viene quindi collegato un cavo in plastica termorestringente, collegato direttamente al circuito in pressione alimentato dalla bombola d'azoto.

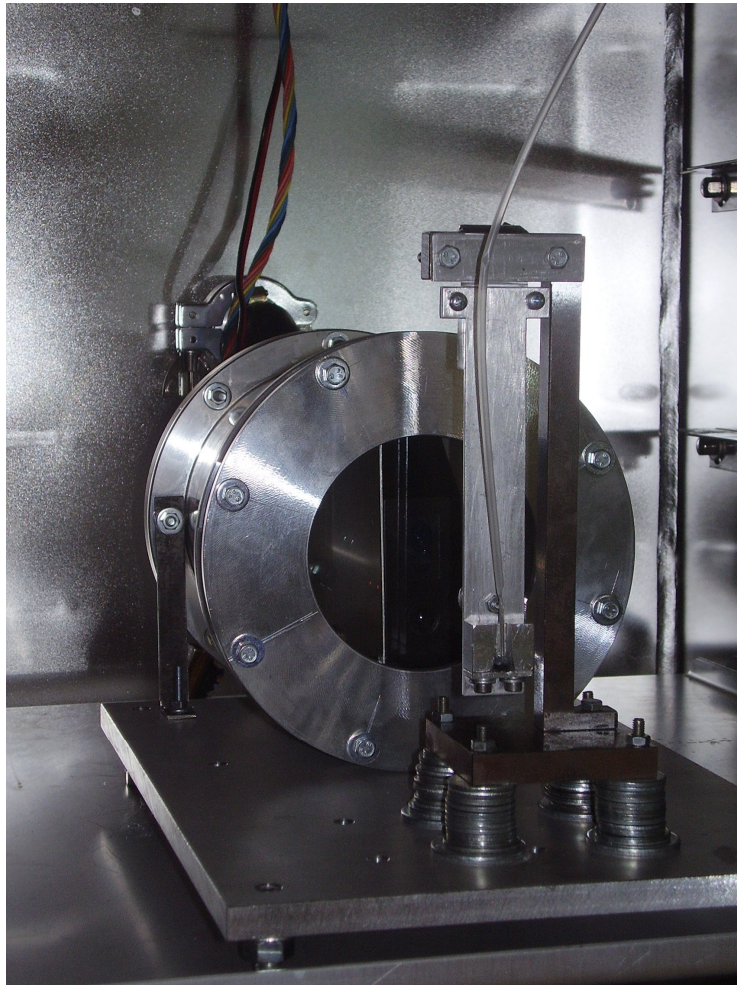


Figura 5.14: La bilancia di spinta all'interno della camera a vuoto.

Il collegamento tra interno camera ed esterno camera, per quanto riguarda i tubi di adduzione gas, è reso possibile grazie ad un collegamento flangiato (figura 5.15, sinistra). Per quanto riguarda la bilancia di spinta con scatola pressurizzata, una seconda flangia garantirà il collegamento tra interno ed esterno camera per la trasmissione dati ad un PC. Il collegamento della scatola pressurizzata con l'esterno ha una duplice funzione: innanzi tutto permette il collegamento del cavo del sensore che vi è posto all'interno con l'esterno della camera (figura 5.15, destra), in secondo luogo assicura che il sensore si trovi ad operare sempre a pressione ambiente poiché non è adatto ad operare nel vuoto.

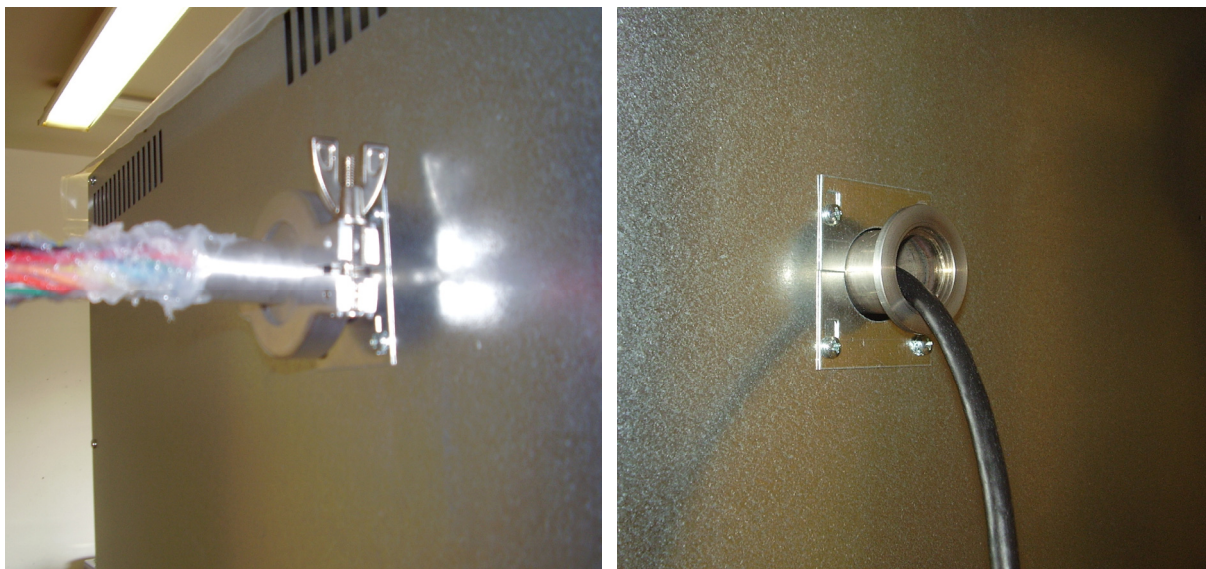


Figura 5.15: Collegamento flangiato per adduzione gas (sinistra) e collegamento della scatola pressurizzata con l'esterno.

L'acquisizione del segnale da parte del sensore di spostamento è reso possibile attraverso l'utilizzo del software di acquisizione dati attraverso una porta seriale RS422. Poiché tale software consente di acquisire esclusivamente lo spostamento del sensore, si è reso necessario l'implementazione di un programma, sempre in ambiente Matlab, per convertire lo spostamento fornito dal sensore in spinta.

I microthrusters utilizzati per le prove sperimentali sono stati ottenuti mediante scavo DRIE (Deep Reactive Ion Etching) su silicio in collaborazione con la Carlo Gavazzi Space s.p.a. e l'IMM (istituto per la micromeccanica e microsistemi) della sezione di Bologna del CNR in maniera analoga a quanto illustrato nel capitolo precedente. Le dimensioni geometriche dei microthruster utilizzati per le prove a vuoto sono:

- Diametro di gola, $D_g = 40$ micron;
- Spessore costante del thruster, $H = 200$ micron;
- Angolo del convergente, $\alpha = 60^\circ$;
- Angolo del divergente, $\alpha_d = 20^\circ$;
- Rapporto tra le aree (*Area Ratio*), $AR = 10$;

In figura 5.16 viene riportato il disegno CAD del microthruster utilizzato per i test.

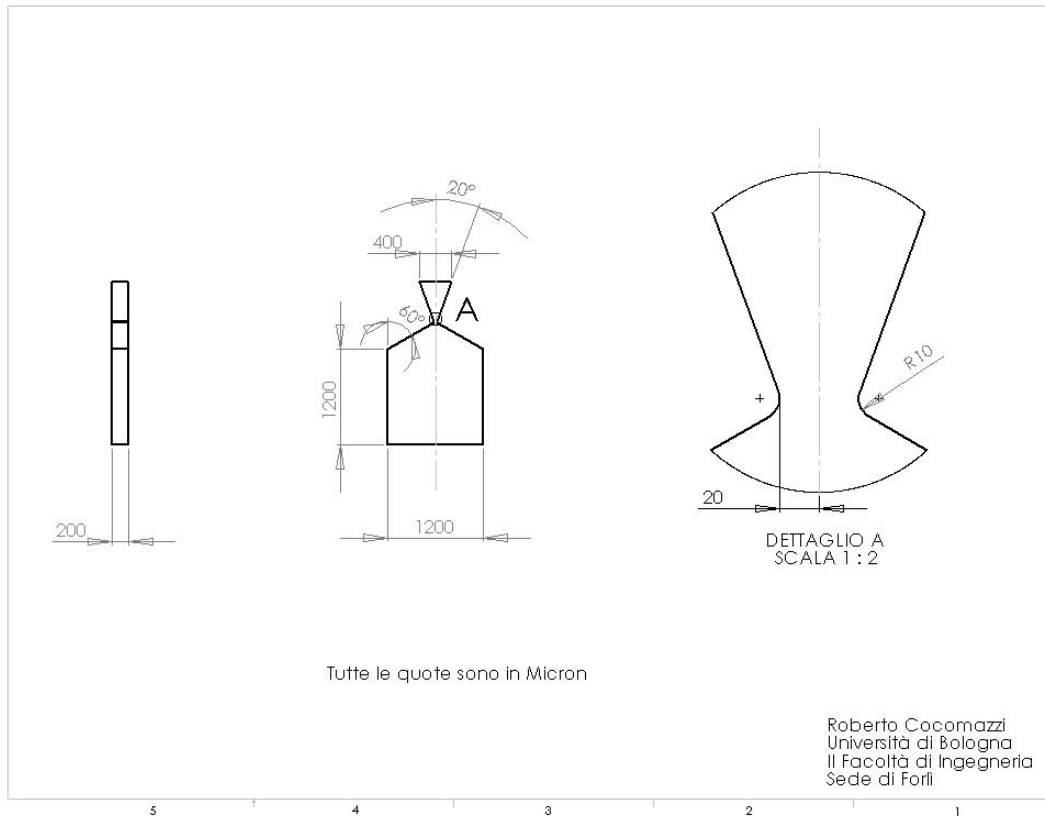


Figura 5.16: Disegno CAD del microthruster.

Successivamente alla realizzazione dei microdispositivi, sono state effettuate le misurazioni al fine di conoscere effettivamente i parametri geometrici dei thruster da testare. Come si può notare in figura 5.17 infatti, sul singolo wafer di silicio vengono realizzati enormi quantitativi di dispositivi. Tali dispositivi vengono scavati con profondità diverse a seconda che il dispositivo da scavare sia all'esterno (profondità di scavo minore) o all'interno (profondità di scavo maggiore) rispetto alla mezzeria del wafer di silicio. Le profondità di scavo sono state misurate con profilometro e tale differenza di profondità di scavo può essere visibile chiaramente in figura 5.18, dove è stata misurata la riga I di figura 5.17 dal dispositivo numero 11 al dispositivo numero 4 partendo da sinistra a destra. Per quanto riguarda il microthruster utilizzato per i test, è stato scelto il thruster numero 8 sempre corrispondente alla riga I, di cui si riporta la misurazione effettuata con profilometro in figura 5.19.

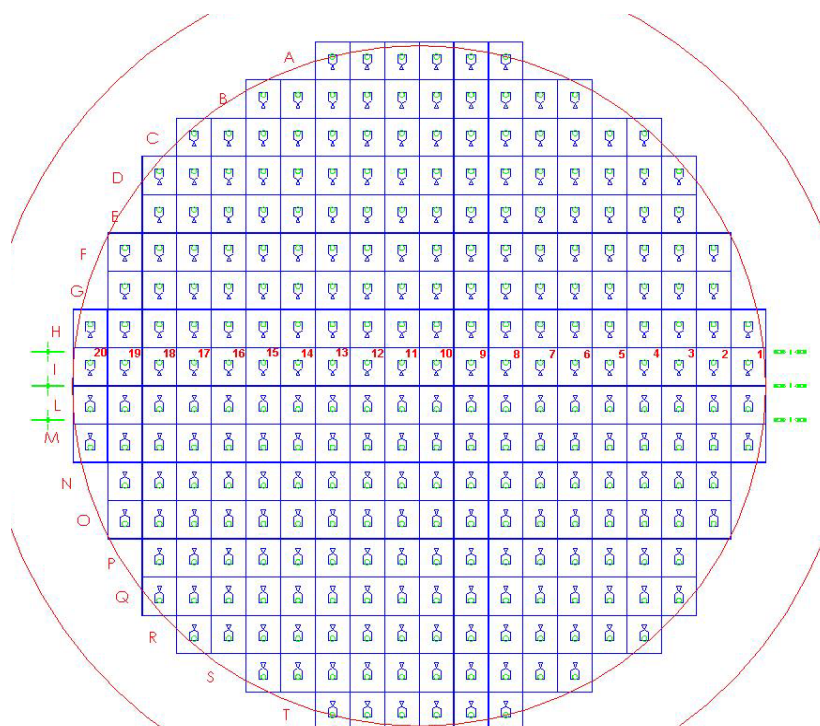


Figura 5.17: Wafer di silicio contenente i microdispositivi.

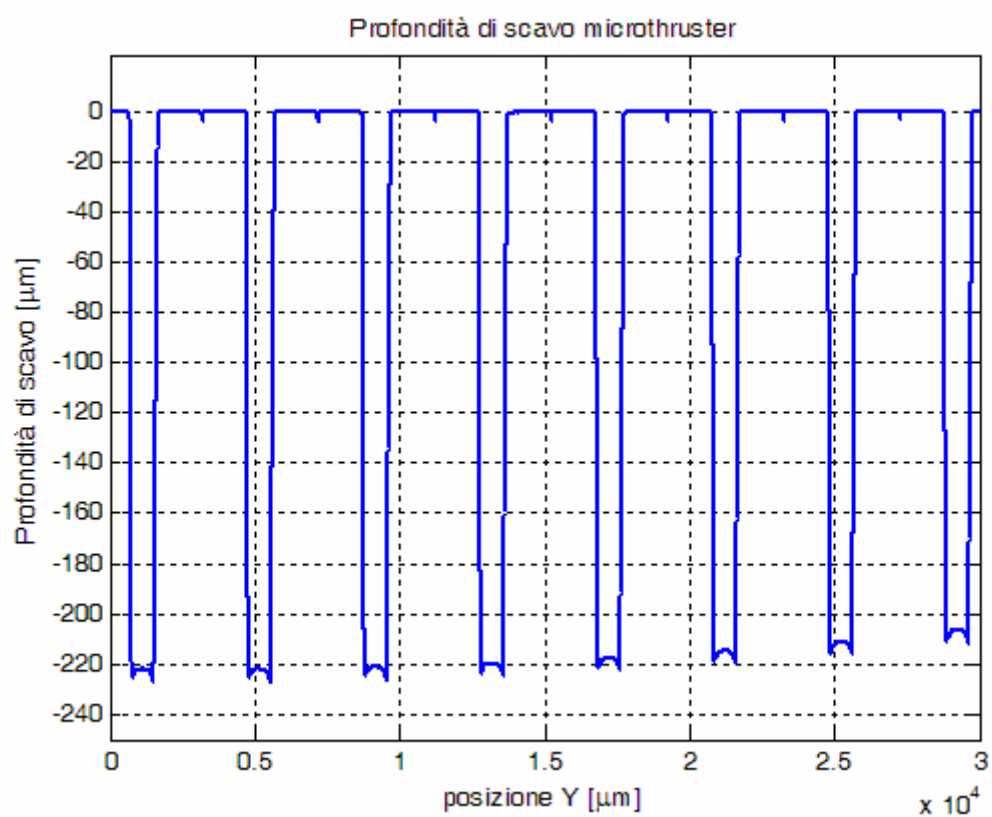


Figura 5.18: Misure di profondità effettuate con profilometro.

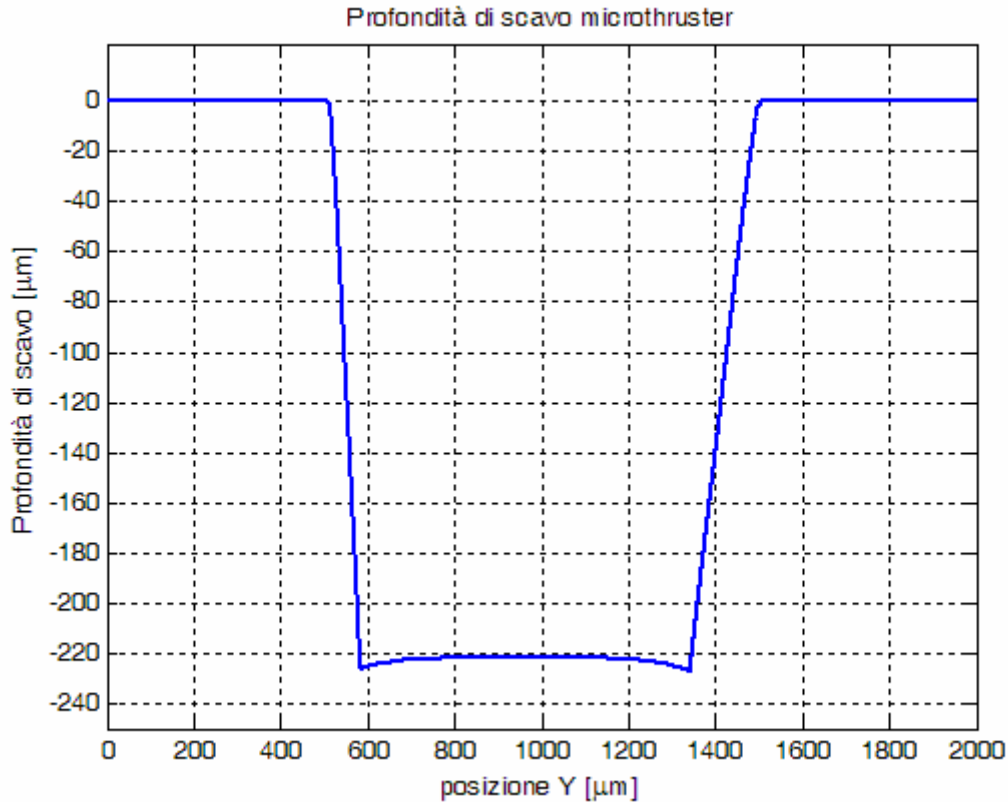


Figura 5.19: Misure di profondità effettuate con profilometro sul thruster I-8.

Come mostra chiaramente il grafico di figura 5.19, la profondità di scavo risulta essere intorno ai 220 micron, rispetto ai 200 micron nominali. Di conseguenza ci troveremo ad operare con un thruster avente sezione maggiori rispetto alle nominali. Il grafico di figura 5.19 non deve trarre in inganno per quanto riguarda la non verticalità delle pareti del thruster, poiché il profilometro presenta sia un punteruolo di misura di 12.5 micron sia un dispositivo tronco conico che lo sorregge. Di conseguenza man mano che il profilometro scende la larghezza nominale che misura è sfalsata sia dalla dimensione fisica del punteruolo sia dalla dimensione del dispositivo che sorregge il tutto. Analogo discorso può essere fatto per la sezione di gola riportata in figura 5.20, dove però a causa delle ridotte dimensioni non è stato fatto entrare il profilometro ma sono state effettuate foto al SEM. Inoltre in seguito al taglio dei microdispositivi su wafer di silicio, si è misurata una lunghezza minore del tratto divergente del thruster. Ciò comporta un'*Area Ratio* minore a quello nominale che risultava pari a 10. Il valore attuale dell'*Area Ratio*, ricavato a partire dalla lunghezza reale del divergente risulta essere di 9.68. Al fine di tener conto di tali effetti di aumento o riduzioni delle grandezza nominali, le simulazioni effettuate per confrontare i dati simulati con quelli reali sono state ripetute tenendo conto della nuova geometria del microthruster.

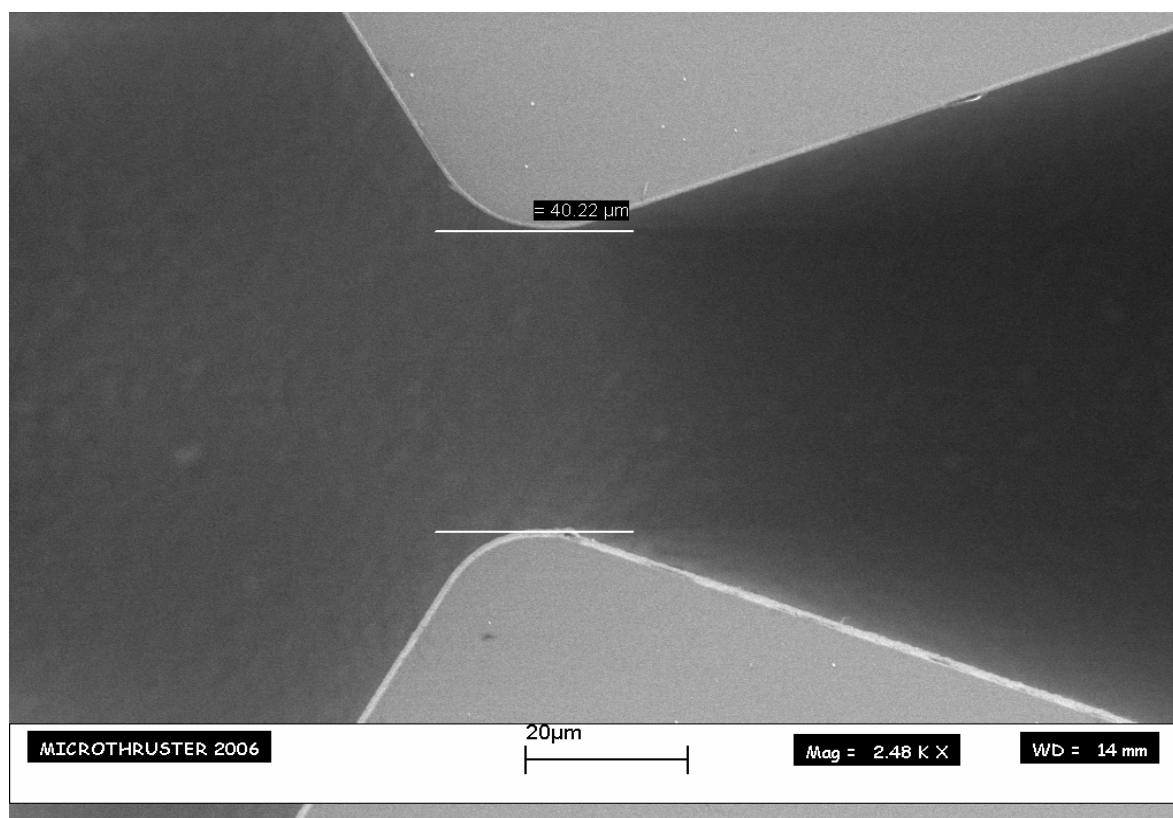


Figura 5.20: Misurazione della sezione di gola effettuate mediante SEM.

Le prove sperimentali, come detto precedentemente, hanno avuto come scopo la caratterizzazione e la stima della spinta dei micro-propulsori descritti precedente. In particolare, l'obiettivo principale, consisteva nel confrontare il comportamento teorico sia ideale che reale (viscoso), in termini di spinta, con quello reale misurato dalla bilancia. Le prove di misurazione della spinta sono state effettuate a diversi livelli di pressioni, partendo da 25 kPa, con step 25 kPa, si è giunti fino a pressioni di 600 kPa, per testare anche la bontà del bonding tra silicio e silicio.

In figura 5.21 viene mostrato l'intero apparato utilizzato per la misura della spinta, composto da un serbatoio ad alta pressione contenente azoto (grado 5.5), un regolatore di pressione manuale per settare la pressione di alimentazione dei thruster, un filtro, un manometro digitale con risoluzione 1 kPa, la camera termovuoto, con la pompa da vuoto, al cui interno viene collocato il thruster, la bilancia di spinta e la valvola a solenoide comandata via software. I dati acquisiti vengono inviati ad un PC mediante porta seriale RS422 per i dati acquisiti dalla bilancia e RS232 per i dati acquisiti dal manometro digitale.

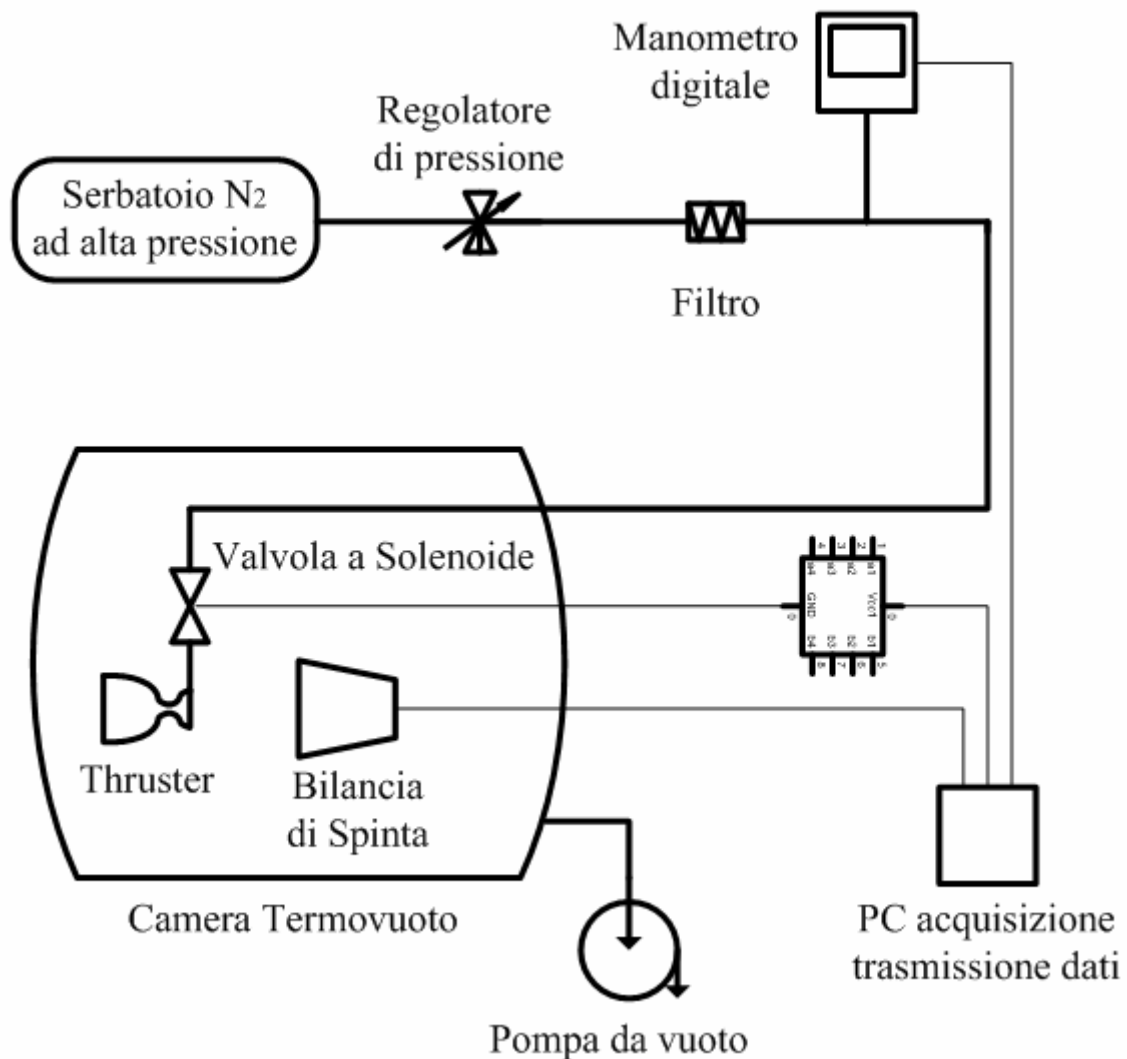


Figura 5.21: Circuito di prova utilizzato per i test di spinta.

Le figure 5.22 – 5.26 mostrano i livelli di spinta dei microdispositivi misurati dalla bilancia di spinta nel range di pressione 100 – 600 kPa.

Per ogni livello di pressione di alimentazione del thruster sono state effettuate diverse misurazioni in termini di spinta al fine di garantire la ripetibilità dell'esperimento. Il settaggio della pressione di alimentazione al thruster è avvenuto per mezzo di un regolatore di pressione con regolazione manuale il quale ha permesso di velocizzare o meno il processo a seconda dell'esigenza.

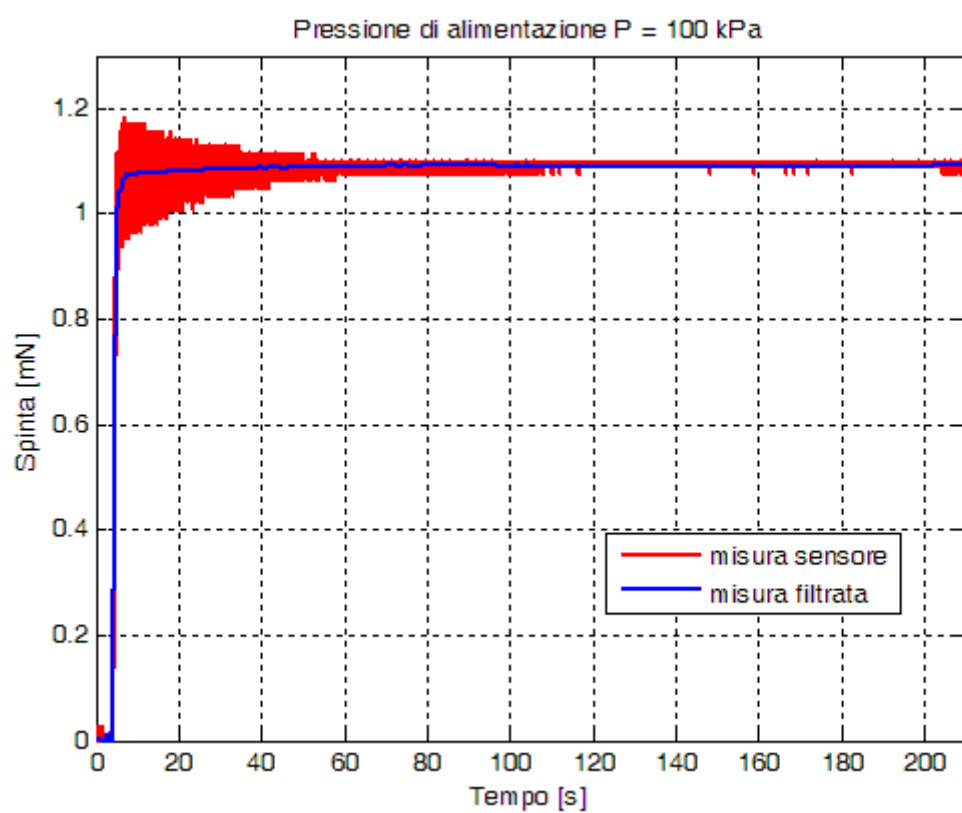
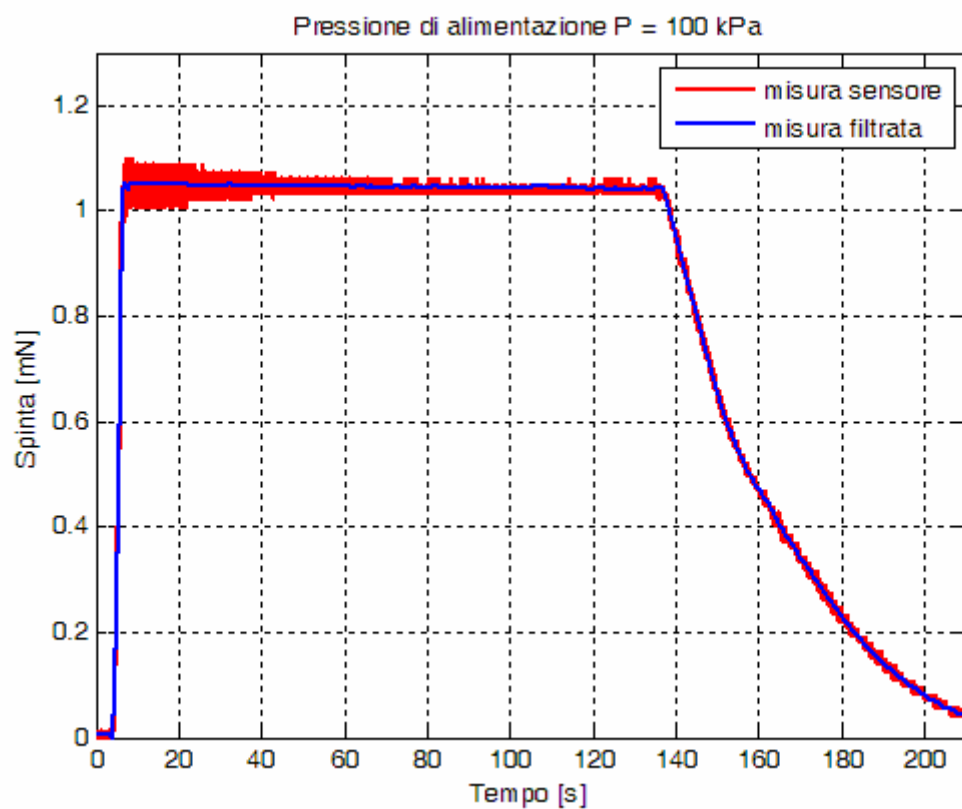


Figura 5.22: Misura di spinta a $\Delta P = 1 \text{ bar}$.

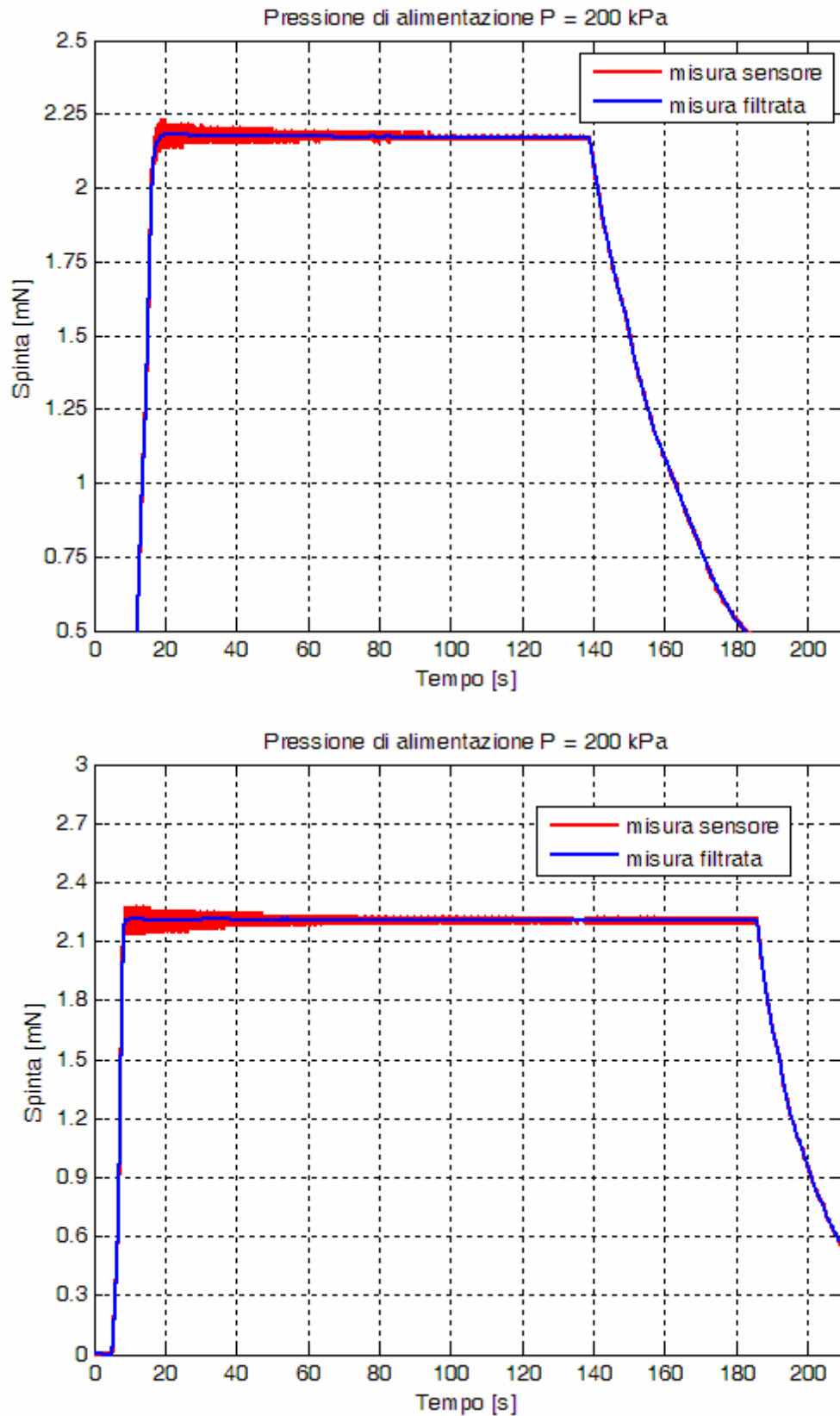


Figura 5.23: Misura di spinta a $\Delta P = 2 \text{ bar}$.

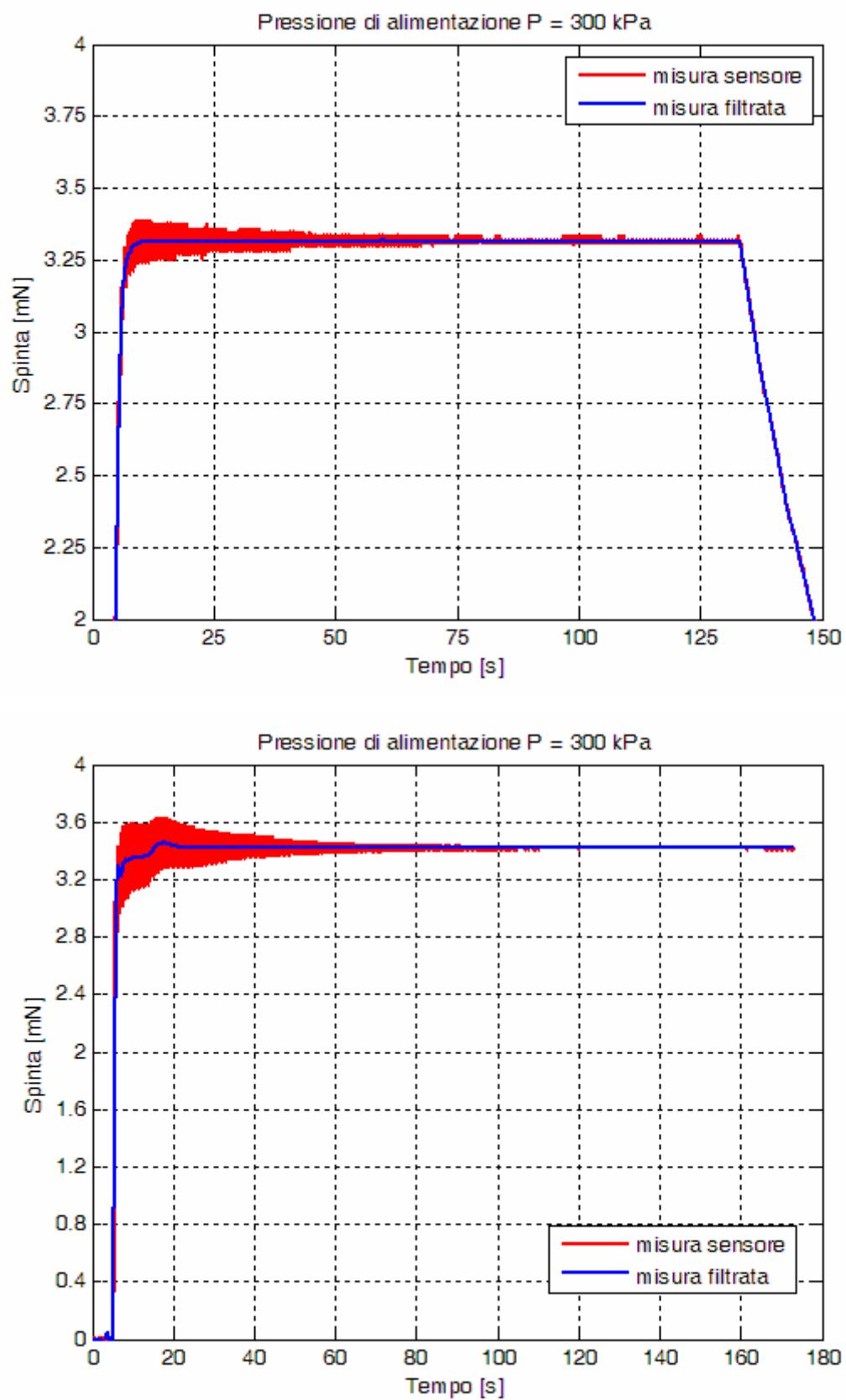


Figura 5.24: Misura di spinta a $\Delta P = 3 \text{ bar}$.

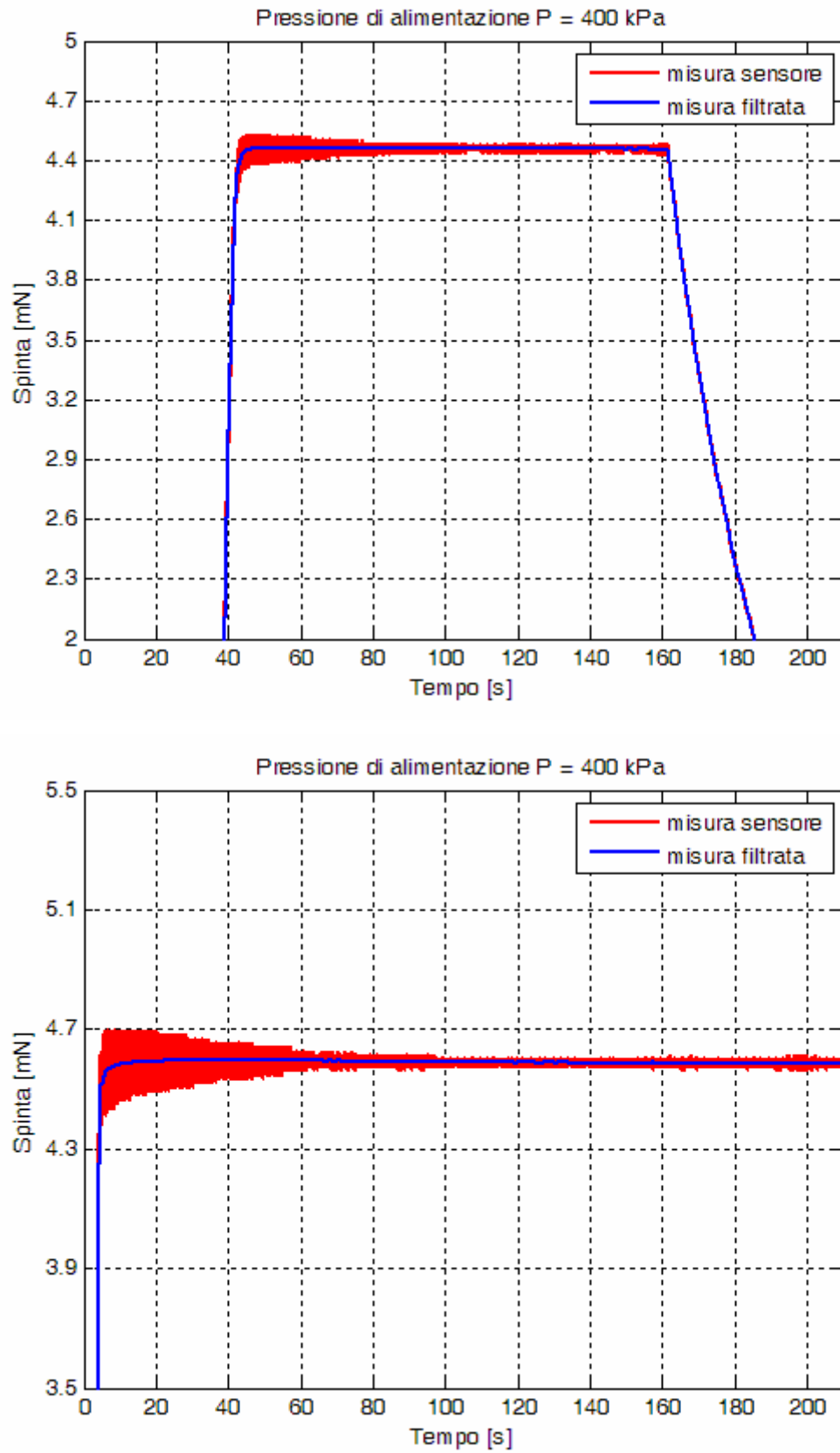


Figura 5.25: Misura di spinta a $\Delta P = 4 \text{ bar}$.

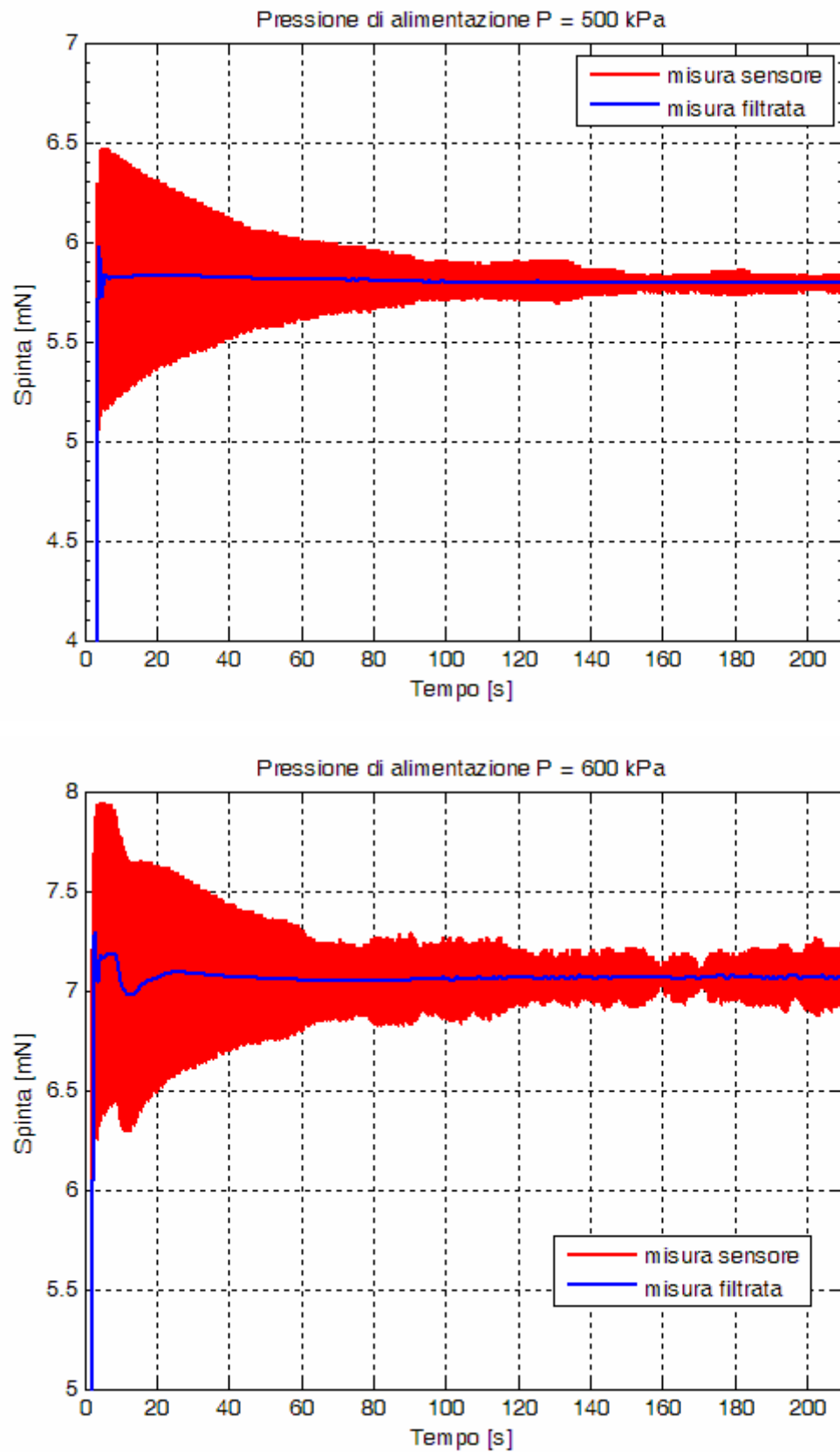


Figura 5.26: Misura di spinta a $\Delta P = 5 \text{ bar}$ e a $\Delta P = 6 \text{ bar}$.

Dai grafici delle figure 5.22 – 5.26 possiamo notare come il movimento del pendolo sia caratterizzato da una fase iniziale di rapida salita, da una fase in cui si registra una piccola sovralongazione dovuta all'inerzia del sistema e ad una fase più o meno breve di smorzamento e stabilizzazione del braccio del pendolo intorno alla posizione di equilibrio. La durata delle varie fasi, in particolare quelle di sovralongazione e smorzamento, dipendono fortemente dalla pressione di adduzione del gas e soprattutto dalla velocità con cui viene aperta la valvola di adduzione del propellente, in taluni casi l'alimentazione del thruster avveniva istantaneamente in altri casi a la pressione di lavoro del thruster avveniva in maniera graduale. Tali aspetti, però, non hanno nessuna influenza sulla spinta misurata all'equilibrio, ma al più diminuiscono la velocità con la quale il pendolo raggiunge l'equilibrio stesso. Si può notare che nei grafici vi è una differenza tra i dati acquisiti (in rosso) e i dati filtrati (in blu), in particolare nella fase successiva al transitorio. Questo poiché mentre inizialmente il pendolo è in equilibrio, una volta che il gas fluisce attraverso il thruster, il pendolo si sposta e il sensore misura questo spostamento con la precisione di $6\mu\text{m}$. All'inizio però ci troviamo in una situazione transitoria in cui non si misura la spinta, visualizzabile a regime ma vi è un'inerzia del sistema, composto da thruster e pendolo, che si smorza per t che tende all'infinito.

In questo caso la risoluzione così bassa è sì un aspetto positivo, ma è un problema per quanto riguarda i transitori. Il filtraggio si è reso quindi opportuno per capire se l'errore derivante dai fenomeni transitori resta confinato nel valore della spinta a regime oppure no. Come si può notare dalle figure, il dato filtrato (in blu) fornisce sempre valori di spinta praticamente uguali a quelli a regime. In ogni caso tale problema non sussisterà in realtà poiché il thruster sarà solidale al blocco che lo conterrà. Il fatto che alcune curve riportino una fase di drastico calo della spinta, deriva dall'aver interrotto l'alimentazione del thruster prima di giungere al termine del tempo di acquisizione.

Di seguito vengono riportate le tabella 5.2 e 5.3 relative al confronto tra simulazioni numeriche (caso ideale e viscoso) e risultati sperimentali nel caso di spinta, impulso specifico (solo confronto tra caso ideale e viscoso), portata in massa (solo confronto tra caso ideale e viscoso). Rispetto ai grafici delle precedenti figure sono stati valutati livelli di pressioni e incrementi della stessa più bassi. Le figure seguenti mostrano rispettivamente gli andamenti della spinta, dell'impulso specifico, della portata in massa e delle loro efficienze, sia al variare della pressione che in funzione del numero di Reynolds.

D _g = 40 μm; H = 220 μm; AR = 9.68; T = 295 K;				
Pressione di alimentazione [kPa]	52	74	100	125
Reynolds	478	680	920	1150
Spinta ideale [mN]	0,7230	1,0293	1,3910	1,7387
Spinta viscosa [mN]	0,6150	0,8980	1,2361	1,5638
Spinta misurata [mN]	0,4950	0,7420	1,05	1,3442
Efficienza viscosa – ideale [%]	85,06	87,24	88,86	89,94
Efficienza misurata-ideale [%]	68,46	72,08	75,49	77,31
Efficienza misurata-viscosa [%]	80,49	82,63	84,94	85,96
Impulso Specifico ideale [s]	70,35	70,35	70,35	70,35
Impulso Specifico viscoso [s]	61,47	62,76	63,73	64,38
Efficienza viscoso-ideale [%]	87,38	89,21	90,59	91,52
Mach ideale	3,89	3,89	3,89	3,89
Mach viscoso	2,05	2,23	2,38	2,48
Portata in massa ideale [mg/s]	1,0535	1,4993	2,0260	2,5325
Portata in massa viscosa [mg/s]	1,0216	1,4500	1,9745	2,4827
Efficienza viscosa-ideale [%]	96,9673	96,7118	97,4556	98,0336

Tabella 5.2: Confronto tra risultati sperimentali e simulazioni nel range 52 – 125 kPa.

D _g = 40 μm; H = 220 μm; AR = 9.68; T = 295 K;				
Pressione di alimentazione [kPa]	150	200	248	300
Reynolds	1380	1839	2281	2760
Spinta ideale [mN]	2,0865	2,7820	3,4496	4,1730
Spinta viscosa [mN]	1,8937	2,5571	3,1980	3,8948
Spinta misurata [mN]	1,65	2,22	2,80	3,395
Efficienza viscosa – ideale [%]	90,76	91,92	92,71	93,33
Efficienza misurata-ideale [%]	78,84	80,16	81,17	81,60
Efficienza misurata-viscosa [%]	86,87	87,21	87,55	87,42
Impulso Specifico ideale [s]	70,35	70,35	70,35	70,35
Impulso Specifico viscoso [s]	64,87	65,57	66,03	66,41
Efficienza viscoso-ideale [%]	92,21	93,20	93,87	94,40
Mach ideale	3,89	3,89	3,89	3,89
Mach viscoso	2,566	2,689	2,777	2,852
Portata in massa ideale [mg/s]	3,0390	4,0520	5,0245	6,0781
Portata in massa viscosa [mg/s]	2,9719	3,9807	4,9290	5,9714
Efficienza viscosa-ideale [%]	98,0336	97,7937	98,2392	98,2453

Tabella 5.3: Confronto tra risultati sperimentali e simulazioni nel range 150 – 300 kPa.

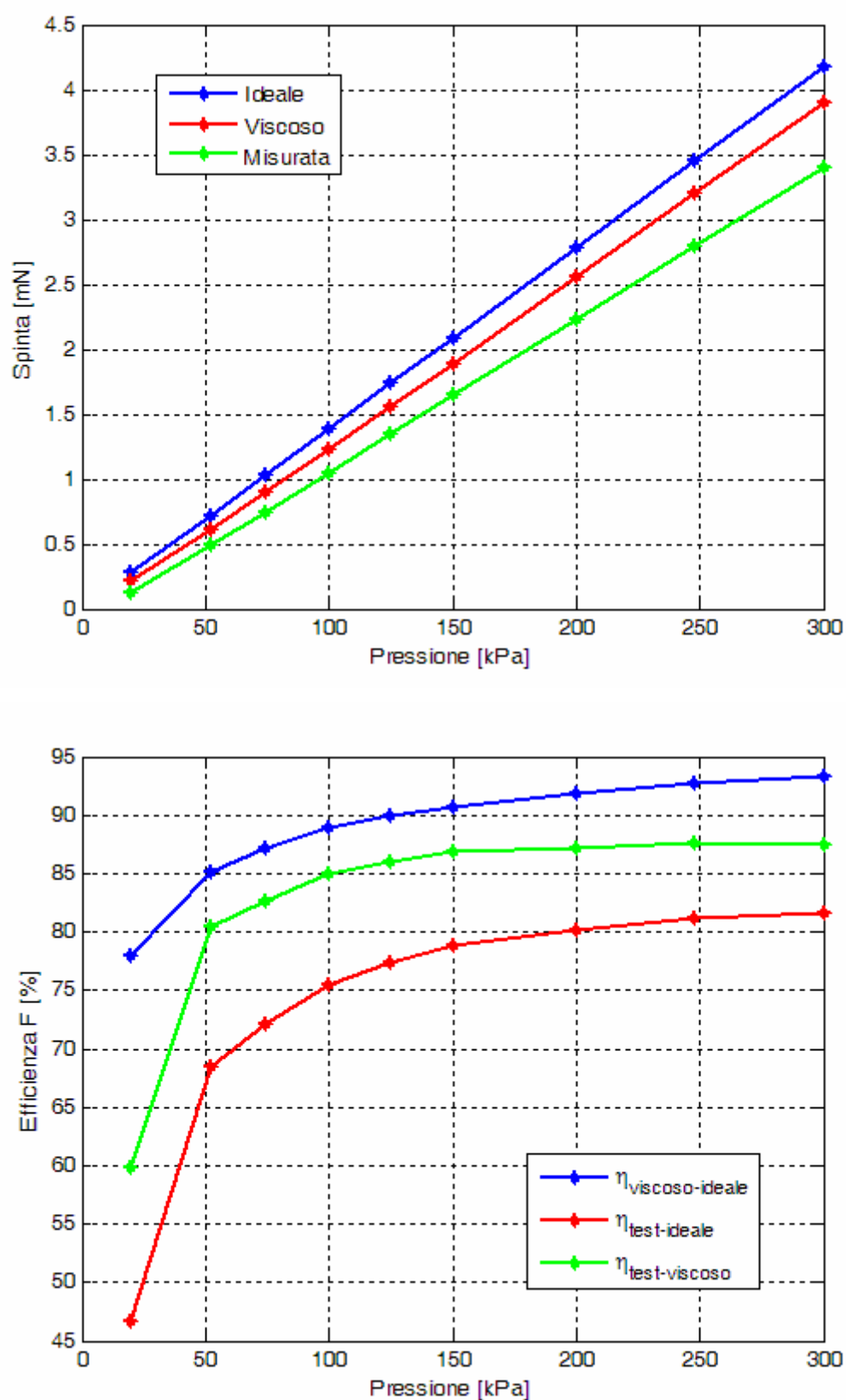


Figura 5.27: Spinta ed efficienza in funzione della pressione.

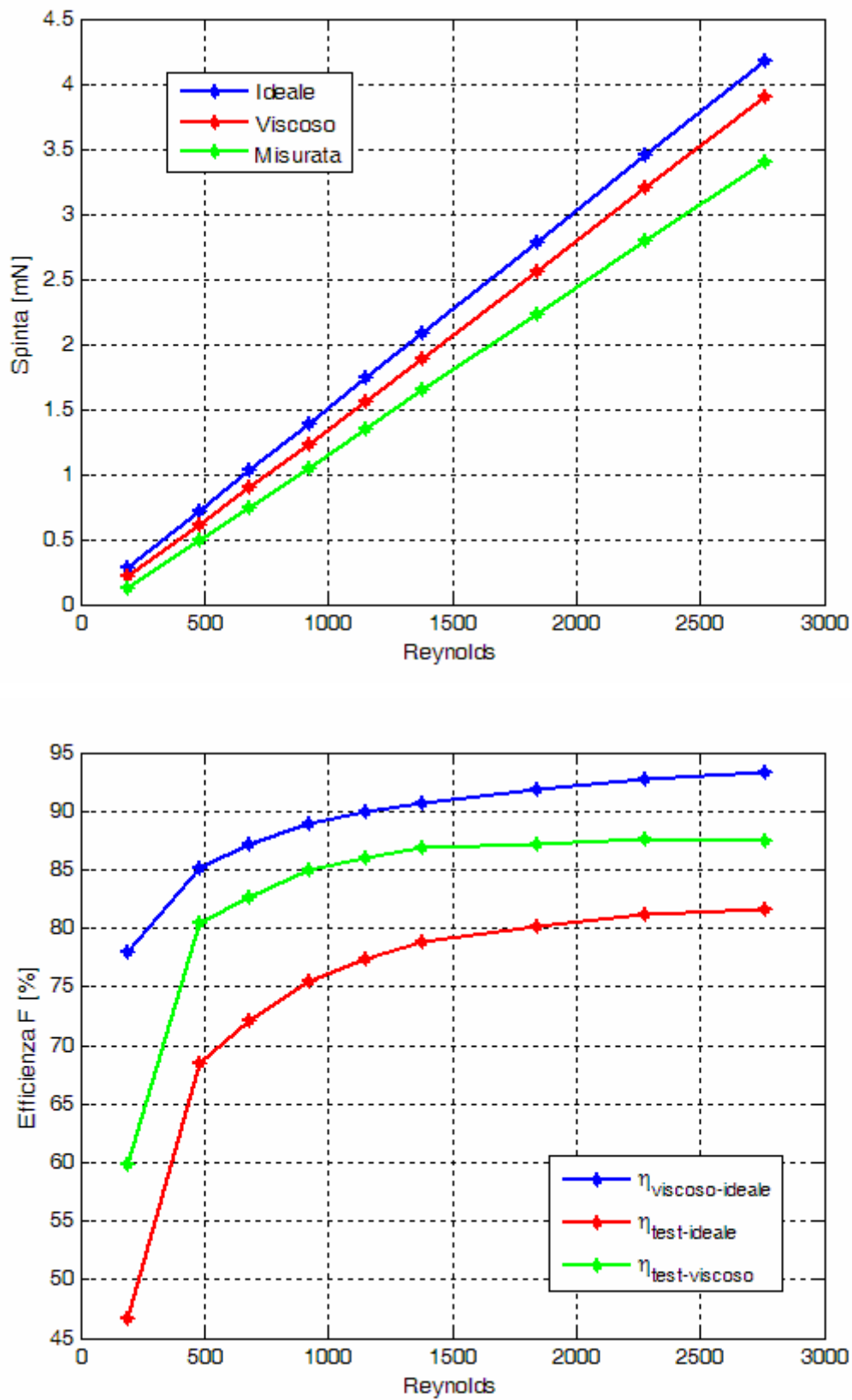


Figura 5.28: Spinta ed efficienza in funzione del numero di Reynolds.

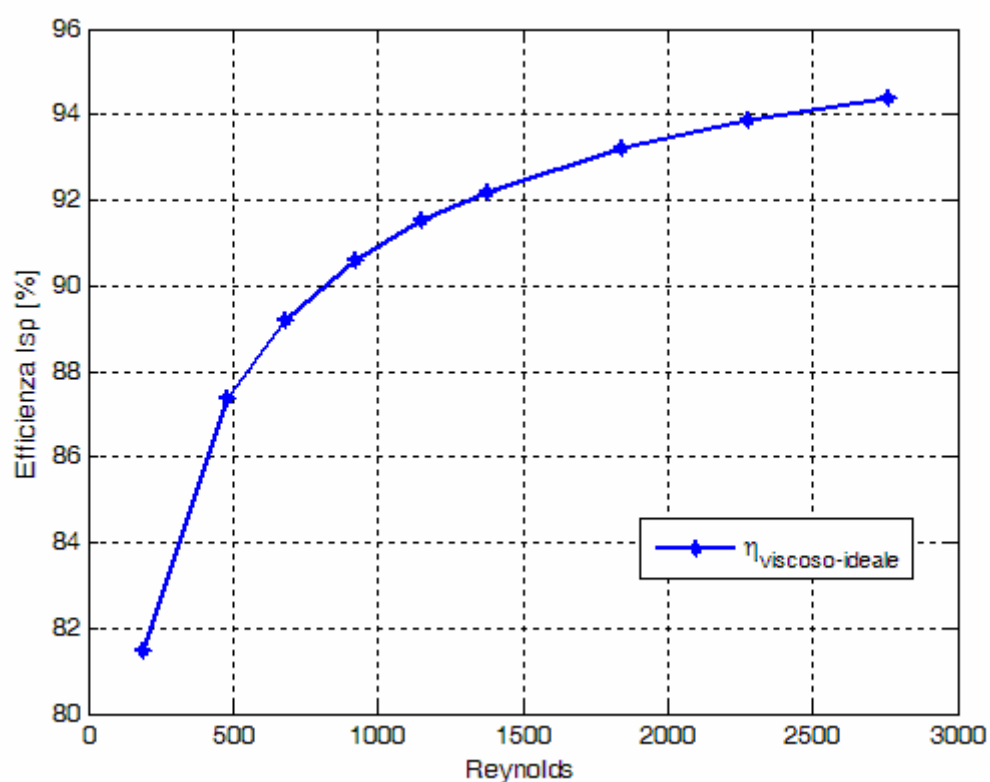
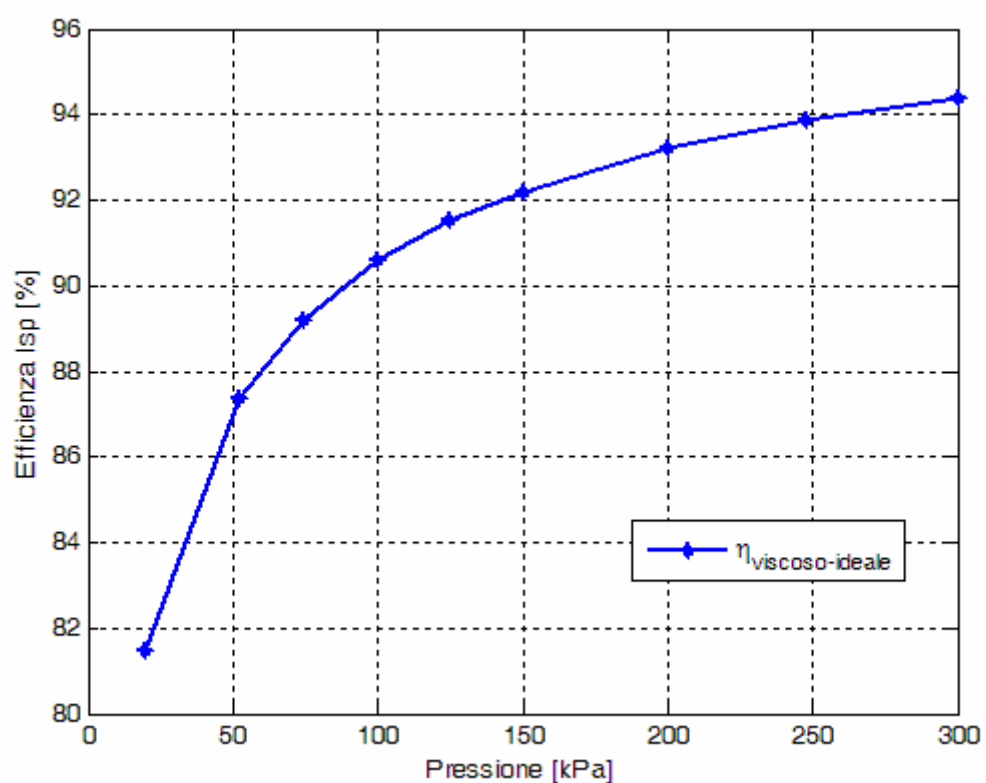


Figura 5.29: Efficienza di impulso specifico in funzione della pressione e del numero di Reynolds.

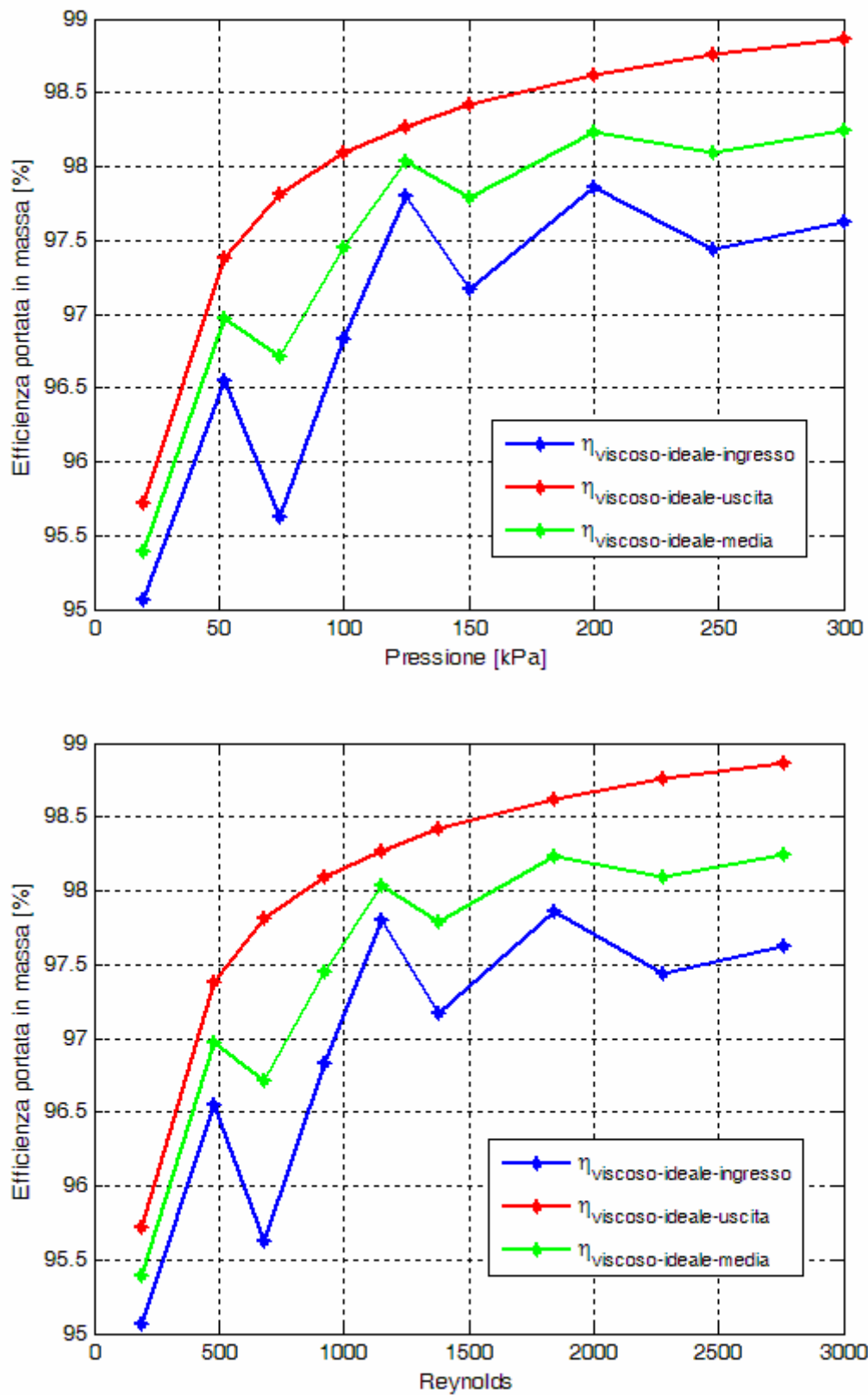


Figura 5.30: Efficienza di portata in massa in funzione della pressione e del numero di Reynolds.

Le figure 5.27 – 5.28 riportano gli andamenti della spinta misurata in funzione della pressione di alimentazione e del numero di Reynolds e delle efficienze di spinta. I grafici relativi alle figure 5.29 – 5.30, mostrano invece le efficienze dell'impulso specifico e della portata in massa ottenuta con le simulazioni mediante Matlab. L'assenza infatti di un misuratore di flusso durante i test, non rende possibile determinare per via sperimentale la portata in massa di gas che fluisce internamente al nozzle, e di conseguenza l'impulso specifico. Il laboratorio di microsatelliti della II Facoltà di Ingegneria, sede di Forlì, si sta dotando in questi giorni di questa fondamentale attrezzatura per i futuri test di spinta. Come si nota in figura 5.27 o analogamente in figura 5.28, la spinta misurata sperimentalmente (in verde) si discosta di poco dalla spinta calcolata per via numerica (in rosso), la quale a sua volta si interpone tra la misura effettuata e il valore di spinta ideale (in blu). Per quanto riguarda l'impulso specifico e la portata in massa, poiché come detto precedentemente l'assenza di un misuratore di flusso non consente di determinare per via sperimentale tali parametri, sono stati confrontati i valori ottenuti dalle simulazioni con codici sviluppati da altri ricercatori, figura 5.31 – 5.33 [15,23,24].

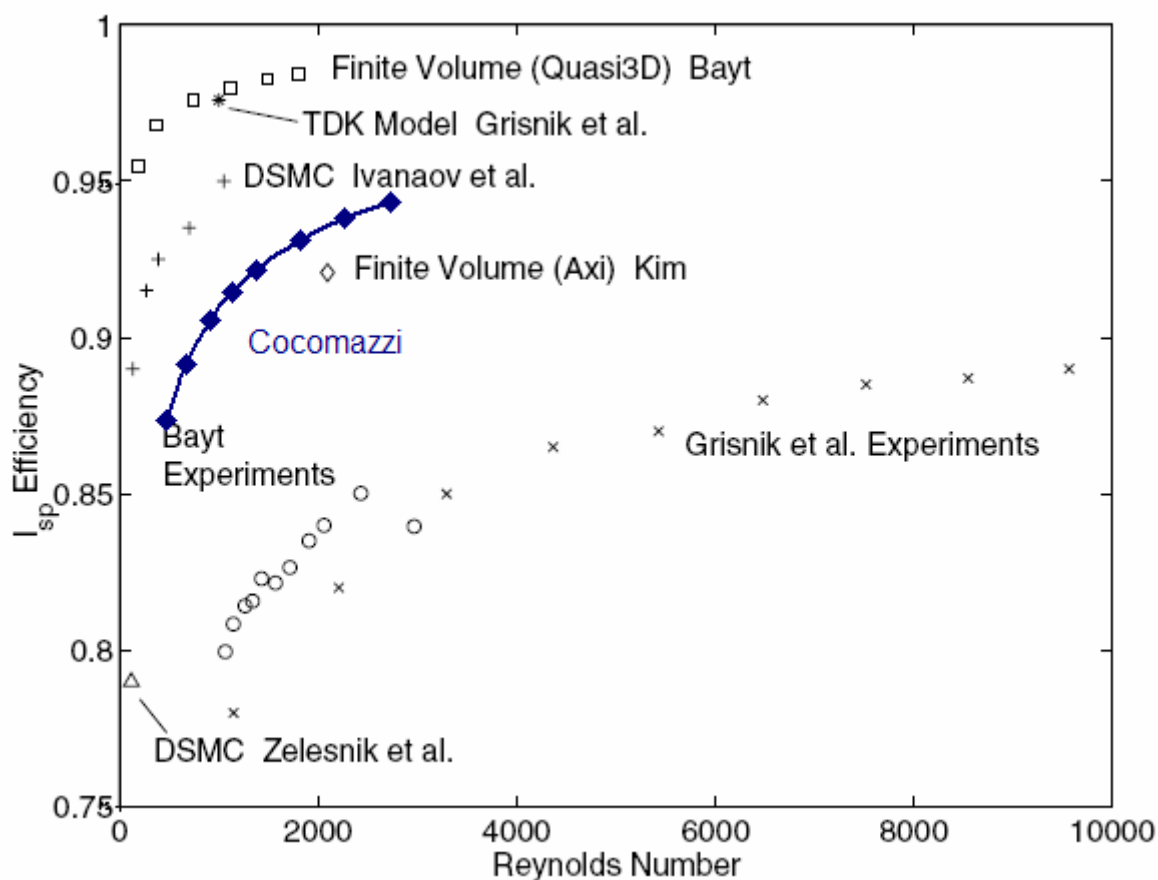


Figura 5.31: Confronto dei risultati delle simulazioni dell'efficienza di impulso specifico.

Dal grafico di figura 5.31 emerge come i risultati ricavati mediante simulazioni sono in perfetto accordo con i dati presenti in letteratura. Il fatto di aver ottenuto risultati confrontabili con altri metodi più complicati, nella fattispecie con metodi di simulazione Montecarlo e metodi ai volumi finiti, è un aspetto estremamente positivo e importante se si pensa che quanto ottenuto nell'ambito di questa tesi è stato ricavato con un codice quasi monodimensionale sviluppato interamente in Matlab. Il tempo di calcolo per giungere ad una stima dei parametri propulsivi è fondamentale soprattutto in termini di tempo di calcolo necessario. Ovviamente questo non implica che i risultati numerici a cui si giunge siano esattamente gli stessi, ma è indubbio che il software sviluppato rappresenta un mezzo rapido e più che affidabile per il calcolo dei parametri propulsivi di interesse.

Le successive figure 5.32 – 5.33, mostrano invece il confronto tra l'andamento dell'efficienza di portata in massa (*Coefficient of Discharge*) e delle efficienze di spinta (*Thrust Efficiency*) tra le simulazioni effettuate al MIT di Boston [15,23,24] e il codice quasi monodimensionale sviluppato in questa tesi. Ancora una volta i risultati ottenuti sono estremamente soddisfacenti.

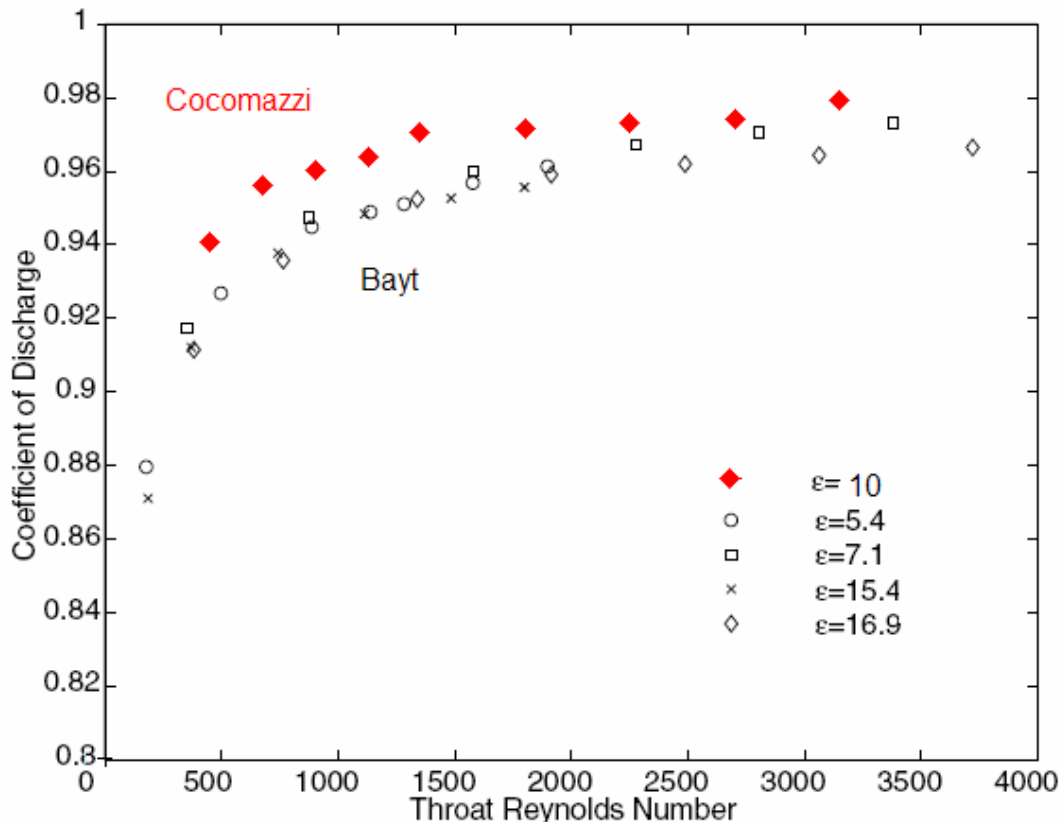


Figura 5.32: Confronto dei risultati delle simulazioni dell'efficienza di portata in massa.

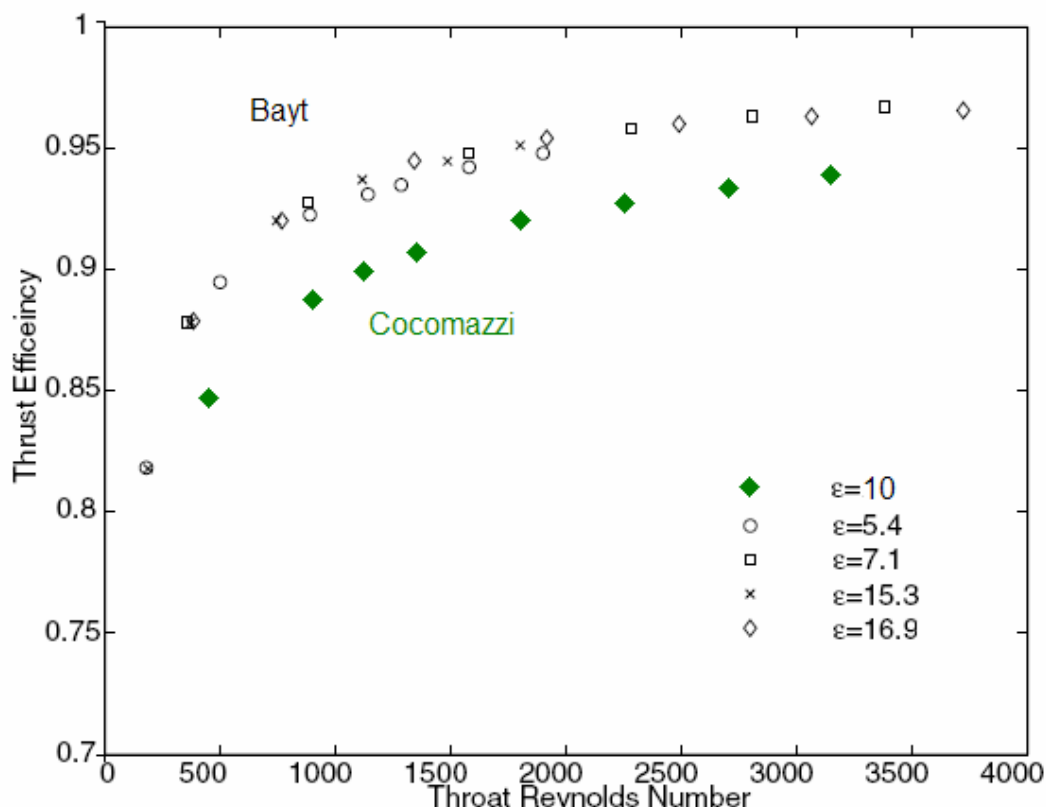


Figura 5.33: Confronto dei risultati delle simulazioni dell'efficienza di spinta.

Tutte le osservazioni fatte fin qui portano a concludere che sia l'attività di simulazione numerica che quella sperimentale con i test in camera a termovuoto, hanno dato risultati estremamente soddisfacenti.

5.8 CONCLUSIONI

La progettazione è realizzazione della bilancia di spinta, indispensabile per quantificare sia la spinta generata dai microthruster sia il livello di affidabilità delle simulazioni mediante codice sviluppato in ambiente Matlab, ha portato a risultati estremamente soddisfacenti.

Le prove effettuate in camera a termovuoto, hanno ampiamente dimostrato come gli errori commessi, in termini di valutazione di spinta, rispetto alle simulazioni numeriche siano tutto sommato contenuti, soprattutto se si considera l'ampio *range* di pressioni di alimentazione utilizzato. I risultati numerici inoltre sono in ottimo accordo con quanto trovato in letteratura, nonostante si sia fatto uso di un modello semplificato quasi-monodimensionale.

Tuttavia, al fine di valutare meglio parametri significativi quali impulso specifico e portata in massa, risulta indispensabile dotarsi di un misuratore di flusso, attualmente in fase di acquisto presso il laboratorio di microsatelliti della II Facoltà di Ingegneria dell'Università di Bologna, per conoscere effettivamente la portata in massa del thruster. Questo poiché, come ampiamente spiegato in precedenza, la presenza dello strato limite riduce di fatto la sezione di passaggio del flusso in prossimità della sezione di gola, causando una riduzione delle efficienze propulsive.

Dal punto di vista della realizzazione dei thruster scavati su silicio mediante DRIE, urge la necessità di dover disporre di superfici il meno possibile rugose e soprattutto di dimensioni, in termini di profondità di scavo, il più possibile vicine a quelle nominali di progetto.

In conclusione l'attività sperimentale per la caratterizzazione dei livelli di spinta forniti da microdispositivi scavati su silicio può ritenersi ampiamente soddisfacente.

6

Sistemi di micropropulsione a perossido d'idrogeno

6.1 VANTAGGI DEI PROPELLENTI LIQUIDI

Da quanto esposto nel capitolo 3, emerge chiaramente come l'aumento dell'impulso specifico dipenda fortemente, a parità di geometria, dalla temperatura del gas e dal suo peso molecolare. Infatti tanto più alta sarà la temperatura del gas e tanto più basso sarà il peso molecolare del gas o dei gas espulsi, maggiore sarà l'impulso specifico. L'aumento della temperatura del gas può avvenire o scaldando localmente il gas stesso, ad esempio in camera mediante l'utilizzo di una resistenza elettrica, operazione questa che richiede utilizzo di energia elettrica oppure utilizzando propellenti che, a seguito di processi di combustione o dissociazione, comportano un innalzamento della temperatura dei gas espulsi. Se il rilascio di energia termica avviene tra un combustibile e un comburente, come ad esempio la miscela idrogeno – ossigeno, processo che tende a sviluppare temperature maggiori di 2000 K, si parla di propulsione bipropellente. Se il rilascio di energia termica avviene invece mediante un processo di catalisi, utilizzando quindi un unico propellente, si parla di propulsione monopropellente. Attualmente le problematiche per la realizzazione di un sistema di micropropulsione bipropellente sono legate fondamentalmente ai meccanismi di scambio di calore tra flusso e parete. Gli elevati flussi di calore e le alte temperature raggiunte in camera renderebbero indispensabile l'utilizzo di un sistema di raffreddamento atto a scongiurare il raggiungimento di temperature a parete superiori ai 1700 K, limite quest'ultimo imposto dalla temperatura di fusione del silicio utilizzato per realizzare i microdispositivi. Inoltre, come emerso da considerazioni svolte nel primo capitolo, le prestazioni dipendono fortemente dalla temperatura di parete. Ulteriori problematiche sono legate inoltre all'eventuale sistema turbopompa per l'immissione dei propellenti in camera, qualora si voglia aumentare il livello di pressione disponibile. Allo stato attuale, presso i laboratori del MIT di Boston è allo studio un sistema di micropropulsione bipropellente che utilizza idrogeno ed ossigeno come combustibili, ma le difficoltà paiono per il momento non essere superate. Molto più interessante, dal punto di vista pratico, risulta invece l'utilizzo di monopropellenti allo stato liquido, quali perossido di idrogeno o idrazina i quali, transitando attraverso un catalizzatore, consentono il passaggio di fase da liquido a gassoso con conseguente rilascio di calore ed innalzamento di temperatura. Il grosso vantaggio nell'utilizzo di sistemi a propellente liquido risiede principalmente nel fatto che, a parità di volume, la massa di propellente a disposizione risulta notevolmente maggiore rispetto ai tradizionali sistemi a gas, consentendo di ottenere dei Δv di missione decisamente più elevati, a fronte di un relativo aumento della massa del

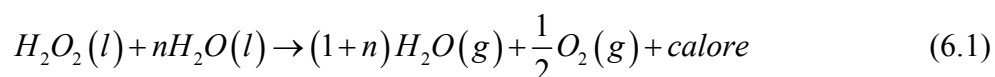
sistema, dovuto sostanzialmente alla massa del propellente stivato. Dall'altra parte però la complessità sistemistica aumenta, come vedremo in seguito, a causa dell'aumento delle temperature in gioco e soprattutto del sistema di iniezione del propellente.

In questo capitolo ci occuperemo di sistemi di micropropulsioni monopropellente a perossido di idrogeno, mostrandone sia lo stato dell'arte dal punto di vista progettuale e sistemistica, sia le potenzialità in termini di impulsi specifici ma anche le problematiche che tale sistema comporta.

6.2 PEROSSIDO DI IDROGENO

L'utilizzo del perossido di idrogeno ad alte concentrazioni (*HTP: High Test Peroxide*) a fini propulsivi, oltre ai benefici in termini di impulso specifico, risiede principalmente nel fatto di essere un propellente sia facilmente reperibile sia non tossico, prerogativa quest'ultima indispensabile nella fase di realizzazione e nella fase di stivaggio a bordo di satelliti, contrariamente all'idrazina che, nonostante garantirebbe un maggior impulso specifico, presenta problemi legati alla sua tossicità. Le performance propulsive del perossido ad alta concentrazione sono all'incirca il 20% minori di quelle dell'idrazina, ma l'impulso specifico volumetrico risulta più alto di quello dell'idrazina stessa per effetto della sua alta densità ($\rho_{90\%} \approx 1400 \text{ kg/m}^3$). Inoltre risulta essere un propellente stabile alla concentrazione di stivaggio (generalmente inferiori al 90%), scongiurando processi di decomposizione naturali con inevitabile calo delle performance disponibili [25,26,28].

La dissociazione del perossido di idrogeno sviluppa vapore acqueo e ossigeno fornendo inoltre calore all'ambiente circostante secondo la seguente reazione di dissociazione esotermica:



Poiché in natura il perossido è diluito in soluzione acquosa, è preferibile parlare di perossido d'idrogeno ad una certa concentrazione, tanto maggiore quanto più la concentrazione d'acqua è minore. A seconda quindi della percentuale di perossido in soluzione acquosa si ottiene il calore, e di conseguenza la temperatura di fiamma, che tale

6 - Sistemi di micropropulsione a perossido d'idrogeno

dissociazione produce in condizioni adiabatiche. È bene precisare che la reazione di dissociazione del perossido d'idrogeno in condizioni standard è pressoché nulla a meno di utilizzare un elemento catalizzatore ovvero condizioni di temperatura e pressioni favorevoli.

Di seguito in tabella 6.1 viene mostrata una panoramica delle proprietà di dissociazione del perossido in funzione della sua concentrazione e l'impulso specifico teorico ottenibile. Per il calcolo della temperatura adiabatica si è fatto uso di uno script di Matlab appositamente realizzato.

H ₂ O ₂ [%]	Tadiabatica [K]	H ₂ O [%]	O ₂ [%]	MMg [g/mol]	k=Cp/Cv	Isp _{teorico} [s]
60	357	81.88	18.12	20.54	1.33	110
70	568	78.35	21.65	21.03	1.30	142
80	787	74.65	25.35	21.55	1.28	169
85	900	72.73	27.27	21.82	1.27	183
90	1015	70.76	29.24	22.09	1.27	193
95	1133	68.74	31.26	22.38	1.26	205
100	1254	66.67	33.33	22.67	1.25	218

Tabella 6.1: Proprietà del perossido di idrogeno in funzione della concentrazione.

Per passare dalle moli, con cui è stata scritta la relazione 6.1, alle concentrazioni utilizzate in tabella 6.1 e riferite ai prodotti della reazione, si è fatto uso delle seguenti formule:

$$(H_2O_2)_{fmr} = \frac{\%H_2O_2 \cdot MM_{H_2O}}{MM_{H_2O_2} (100 - \%H_2O_2) + \%H_2O_2 \cdot MM_{H_2O}}$$

$$(H_2O)_{fmr} = 1 - (H_2O_2)_{fmr}$$

$$(H_2O)_{mr} = \frac{(H_2O)_{fmr}}{(H_2O_2)_{fmr}}$$

$$(H_2O)_{mp} = 1 + (H_2O)_{mr}$$

$$(H_2O)_{fmp} = \frac{(H_2O)_{mp}}{(H_2O)_{mp} + (O_2)_{mp}}$$

$$(O_2)_{fmp} = \frac{(O_2)_{mp}}{(H_2O)_{mp} + (O_2)_{mp}}$$

Dove col pedice *fmr* si è indicato frazione molare dei reagenti, col pedice *mr* e *mp* rispettivamente moli dei reagenti e moli dei prodotti, con *fmp* frazione molare dei prodotti e MM_{H_2O} e $MM_{H_2O_2}$ sono rispettivamente le masse molari dell'acqua (≈ 18 g/mol) e del perossido (≈ 34 g/mol). L'impulso specifico teorico invece è stato calcolato utilizzando l'espressione 6.2:

$$Isp_{teorico} = \frac{1}{g} \cdot \sqrt{\frac{2k}{k-1} \cdot \frac{R}{MM_g} \cdot T_{ad}} \quad (6.2)$$

La tabella 6.1 evidenzia come le più alte temperature di fiamma realizzabili si abbiano alle più alte concentrazioni, le quali a loro volta consentono di ottenere impulsi specifici maggiori.

Da una prima analisi, emerge in maniera piuttosto evidente come l'utilizzo di sistemi di propulsione del tipo monopropellente presentino impulsi specifici decisamente più elevati se confrontati con i sistemi a gas freddo, in cui l'impulso specifico resta limitato intorno ai 65 secondi. Come accennato nel paragrafo precedente valutiamo i benefici che otterremmo, a parità di volume del serbatoio e di spinta generata dai microthruster, utilizzando come propellente il perossido di idrogeno rispetto all'azoto. Considerando un serbatoio avente volume di un litro, la quantità di perossido d'idrogeno stivata alla pressione di 0.1 MPa risulterebbe essere di circa 1.4 kg (H_2O_2 al 90%), mentre nel caso dell'azoto, un quantitativo simile di propellente necessiterebbe di una pressione all'interno del serbatoio di circa 125 MPa, praticamente irrealizzabile.

Un simile approccio può essere effettuato anche sul tempo di utilizzo dei thruster. Utilizzando un microthruster alimentato a perossido avente una portata in massa di 5 mg/s, avremmo che il tempo totale di utilizzo del propulsore risulta essere di circa 80 ore, sempre con serbatoio avente volume di un litro. Nel caso dello stesso propulsore alimentato però con azoto e avente un serbatoio verosimilmente contenente circa 0.2245 kg di gas (stivato alla

pressione di 20 MPa) tale tempo scenderebbe drasticamente a 12 ore, garantendo di conseguenza un Δv di missione decisamente più basso ovvero un quantitativo minore per effettuare manovre orbitali e/o controllo d'assetto. Δv che, nel caso di propulsione monopropellente a bordo di microsattelliti aventi massa di propellente pari a 1 kg e massa finale del satellite di 10 kg circa, consentono di superare i 100 m/s.

6.3 REALIZZAZIONE DEL PROPELLENTE

In natura non esiste perossido di idrogeno ad altre concentrazioni, di conseguenza si rende necessario doverlo produrre per poterlo utilizzare a scopi propulsivi. L'utilizzo di perossido a concentrazioni minori del 60% non viene praticamente utilizzato poiché lo scarso rilascio di calore non consente di ottenere temperature superiori ai 360 K e di conseguenza tutto il calore che la reazione tenderebbe a rilasciare verrebbe utilizzato per scaldare i prodotti di reazione, quale l'acqua, che a tale temperatura risulta ancora in fase liquida. Dall'altra parte, a concentrazioni maggiori del 90%, il perossido risulta instabile e di conseguenza pericoloso da utilizzare. Una prima problematica è stata quindi quella di dover realizzare *ad hoc* soluzioni di perossido di idrogeno con concentrazioni tra il 60% e il 90%, almeno che non si decida di acquistarlo a prezzi comunque elevati.

Presso i laboratori dell'IMM del CNR di Bologna, si è provveduto ad assemblare un piccolo impianto di distillazione per la generazione di perossido di idrogeno ad alte concentrazioni che ne consentisse l'utilizzo per le attività sperimentali. La realizzazione di HTP è stato fatto attraverso l'uso di un "distillatore", schematizzato in figura 6.1, a partire da una soluzione di perossido al 40% facilmente reperibili. Il sistema per la distillazione è composto da un baker graduato contenente il perossido d'idrogeno alla concentrazione iniziale, un bagno termostato, una colonna di vetro per consentire la separazione tra acqua e perossido, una pompa da vuoto e un secondo baker per la raccolta del perossido diluito.

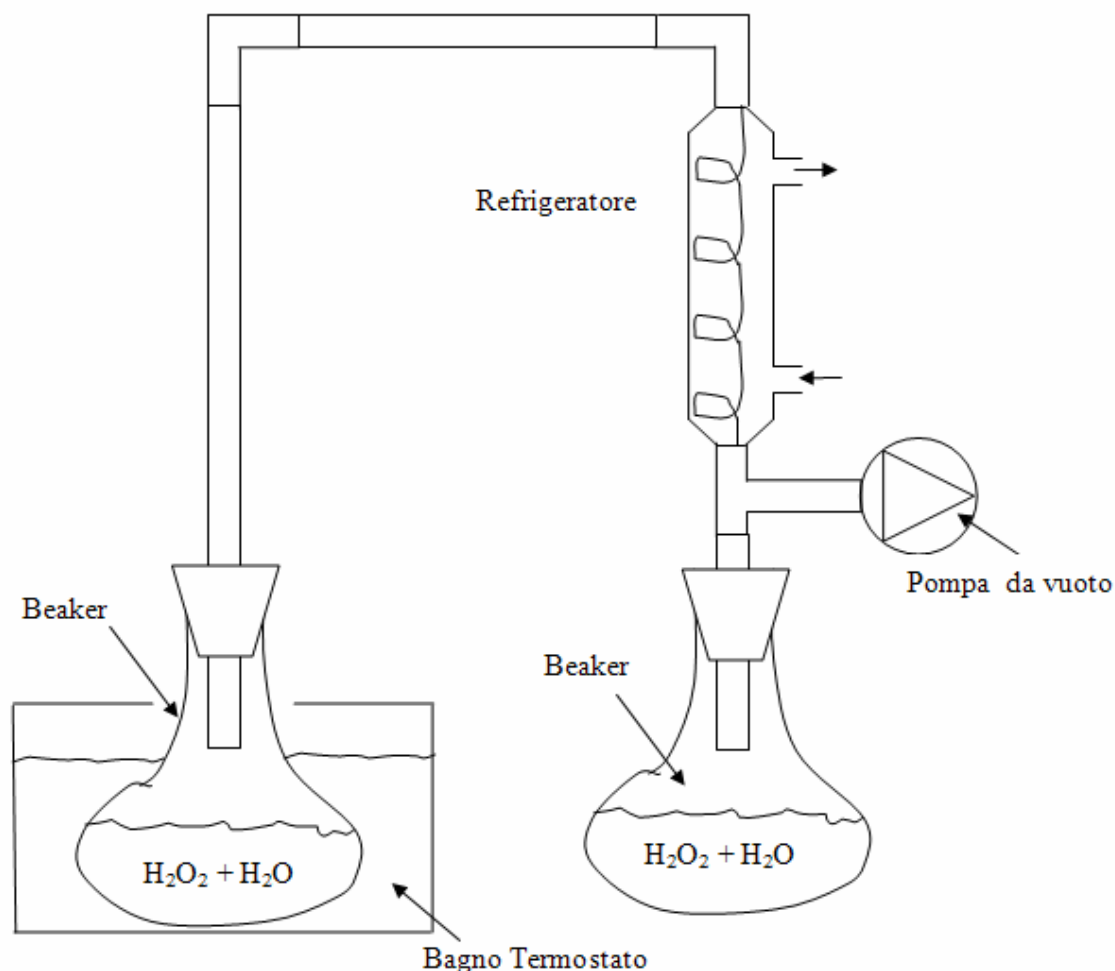


Figura 6.1: Schema dell'impianto per la distillazione del perossido di idrogeno.

La soluzione iniziale di perossido al 40% viene versata all'interno di un baker graduato da laboratorio posto all'interno di un bagno termostato contenente acqua distillata posta alla temperatura di esercizio. La temperatura di esercizio è stata ricavata a partire dal diagramma della pressione di vapore saturo dell'acqua e del perossido mediante cui è possibile risalire alla temperatura e pressione da dover dare al sistema affinché si abbia separazione tra acqua, allo stato di vapore saturo, e perossido, allo stato liquido, per ottenere una certa concentrazione di perossido finale.

In sostanza si ottiene una separazione tra i due componenti per effetto del fatto che la pressione di vapore saturo dell'acqua è maggiore di quella del perossido. Alla fine otterremo nel primo baker di figura 6.1, una soluzione ad alta concentrazione di perossido, poiché l'acqua in fase vapore è stata aspirata da una pompa da vuoto. Il secondo baker invece conterrà eventuali residui di perossido riutilizzabili successivamente per effettuare un nuovo

6 - Sistemi di micropropulsione a perossido d'idrogeno

processo di distillazione. Al fine di ricavare i parametri termodinamici, temperatura e pressione, da dover fornire al sistema per ottenere la concentrazione desiderata è stato sviluppato uno script in excel. Ad esempio per avere una soluzione finale di perossido all'87%, il sistema necessita di una temperatura di 86°C e di una pressione di 20 kPa. In figura 6.2 si mostra una foto del sistema realizzato presso l'IMM della sezione di Bologna del CNR.

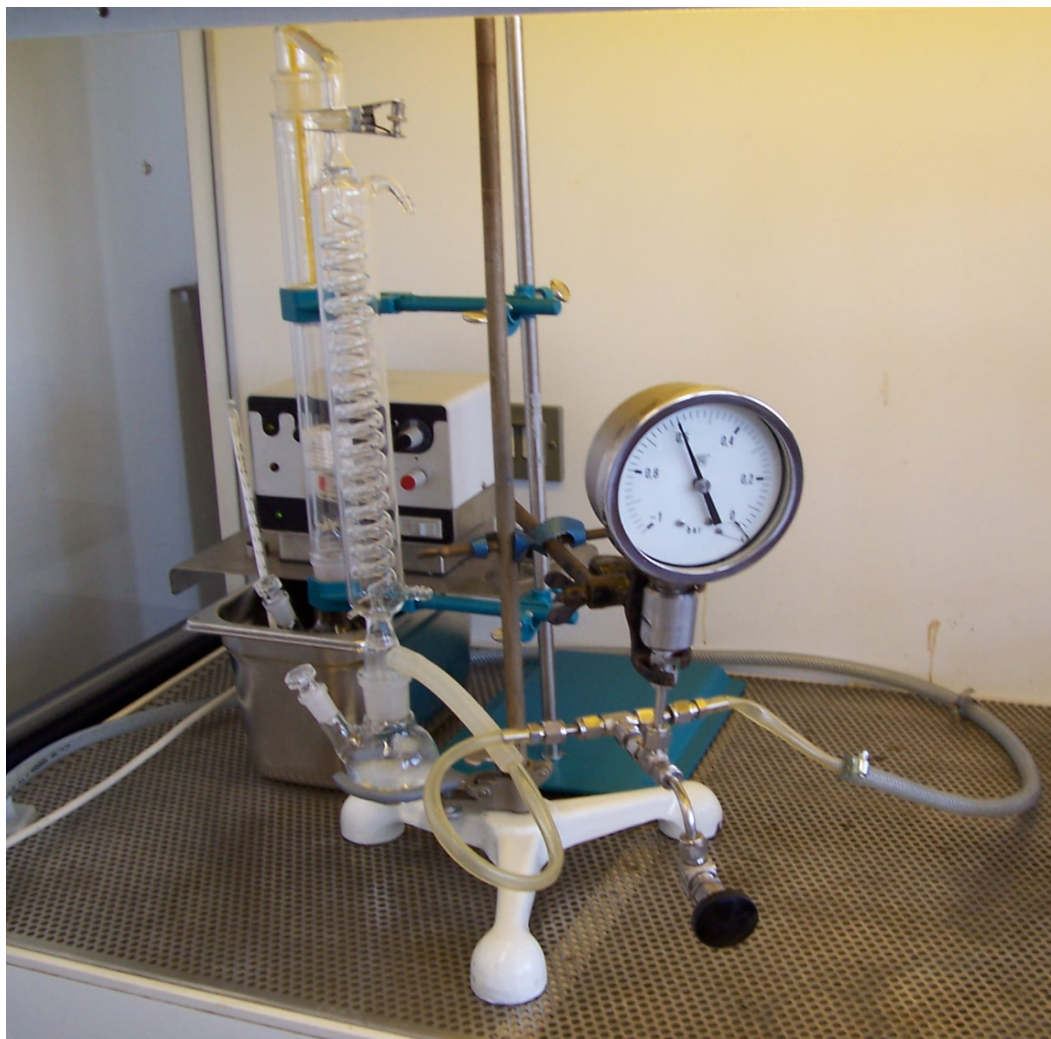


Figura 6.2: Foto dell'impianto per la distillazione del perossido di idrogeno.

6.4 MISURA DELLE CONCENTRAZIONI DI PROPELLENTE

In seguito si è provveduto alla misura delle soluzioni ottenute. Poiché a temperatura e pressione ambiente il perossido presenta alti valori della costante di equilibrio, risulta indispensabile l'utilizzo di un catalizzatore al fine di facilitare la reazione di dissociazione. I catalizzatori, che verranno meglio illustrati nel paragrafo successivo, altro non sono che delle sostanze che partecipano al meccanismo della reazione, e ne influenzano la cinetica. I catalizzatori agiscono rendendo possibile un meccanismo di reazione diverso da quello che si ha in loro assenza, generalmente abbassando l'energia di attivazione per cui la reazione decorre più velocemente. Al fine però della misura della concentrazione ottenuta con il processo di distillazione risulta, a prima analisi, indifferente il tipo di catalizzatore utilizzato poiché al più cambierà il tempo necessario a sviluppare la concentrazione ottenuta.

La misura della concentrazione di propellente ottenuta viene fatta a partire dai volumi di ossigeno sviluppati da un quantitativo noto di perossido versato sul catalizzatore, utilizzando il sistema mostrato in figura 6.3.

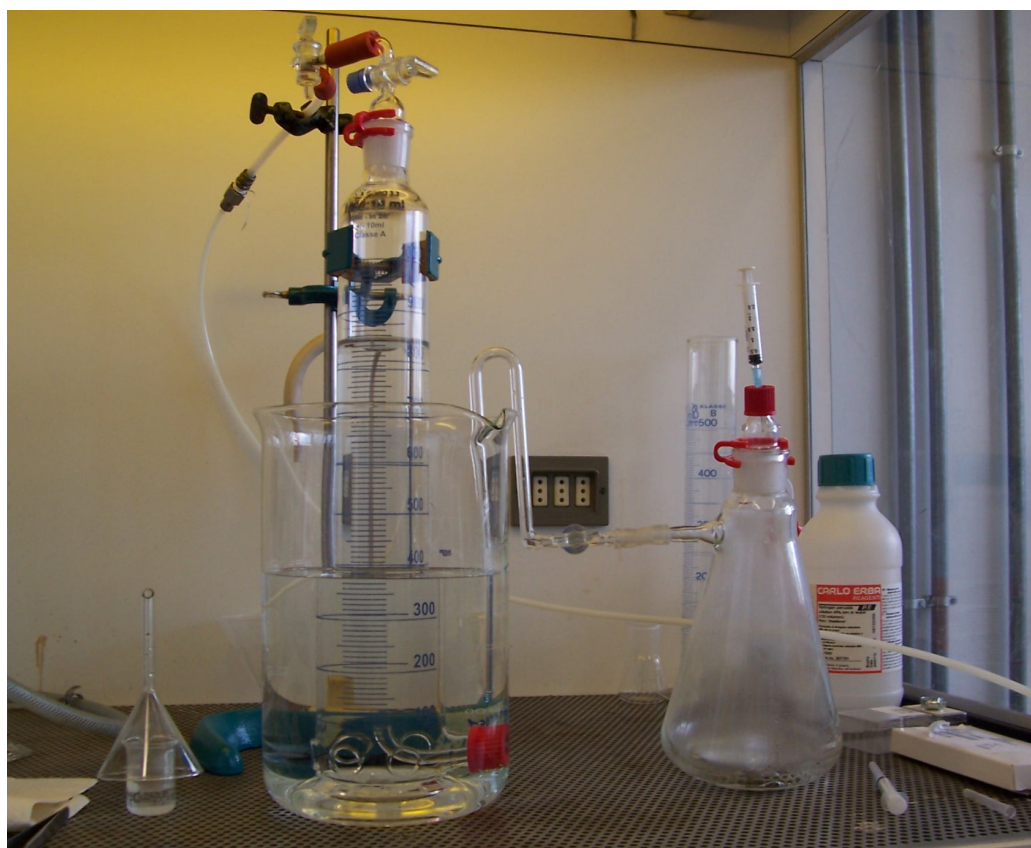


Figura 6.3: Foto dell'impianto per la misura della concentrazione del propellente.

Attraverso una siringa viene prelevato un quantitativo noto di propellente, e quindi versato all'interno di una beuta dove sul fondo è collocato il catalizzatore. Non appena il perossido entra in contatto col catalizzatore la reazione di dissociazione ha origine, con rilascio graduale di calore e sviluppo di acqua e ossigeno. L'acqua, allo stato liquido tende a depositarsi sul fondo della beuta, mentre l'ossigeno, allo stato gassoso, fluisce attraverso un condotto all'interno di una colonna di vetro graduata contenente acqua e a cui precedentemente era stato creato una leggera depressione, immerso in un contenitore più grande. A questo punto il livello dell'acqua all'interno della colonna graduata tenderà a calare per effetto dell'aumento di pressione causato dall'ossigeno che vi entra. Misurando tale diminuzione di volume in termini di cc (centimetri cubici) è possibile risalire ai valori di concentrazione raggiunti dal perossido di idrogeno distillato (vedi figura 6.4).

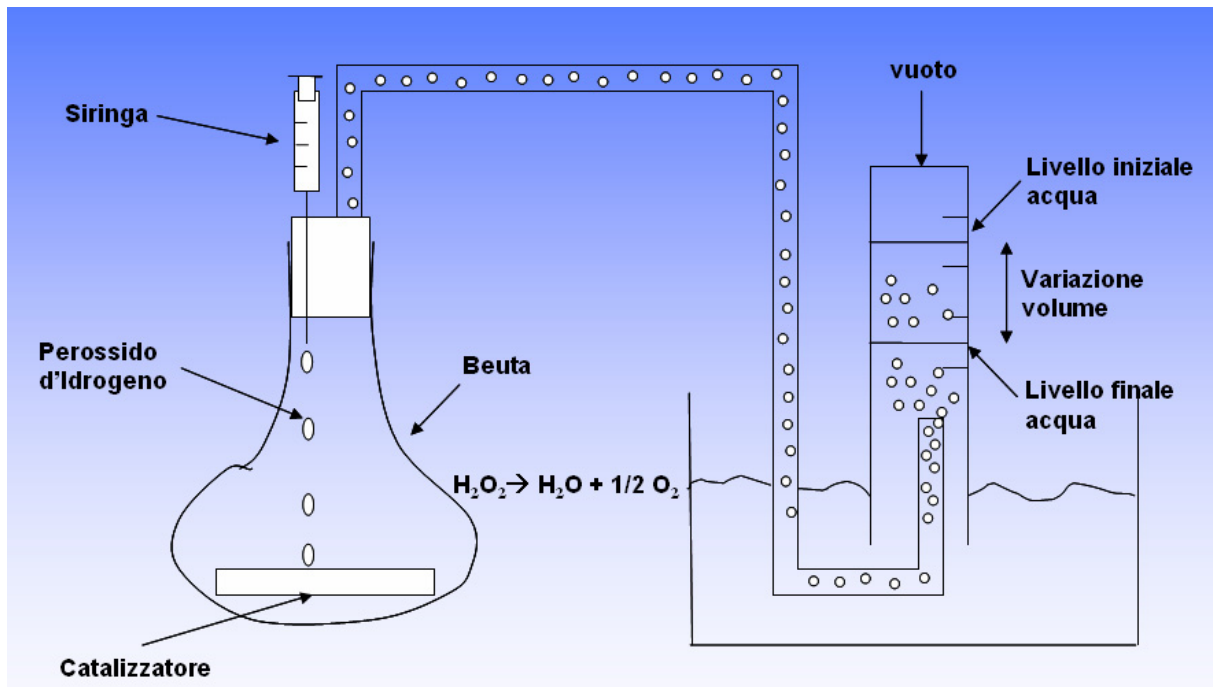


Figura 6.4: Apparato di misura della concentrazione di perossido ottenuta.

La figura 6.5 mostra come le diverse concentrazioni che si ottengono in funzione dei volumi di ossigeno sviluppato seguono un andamento di tipo pressoché lineare.

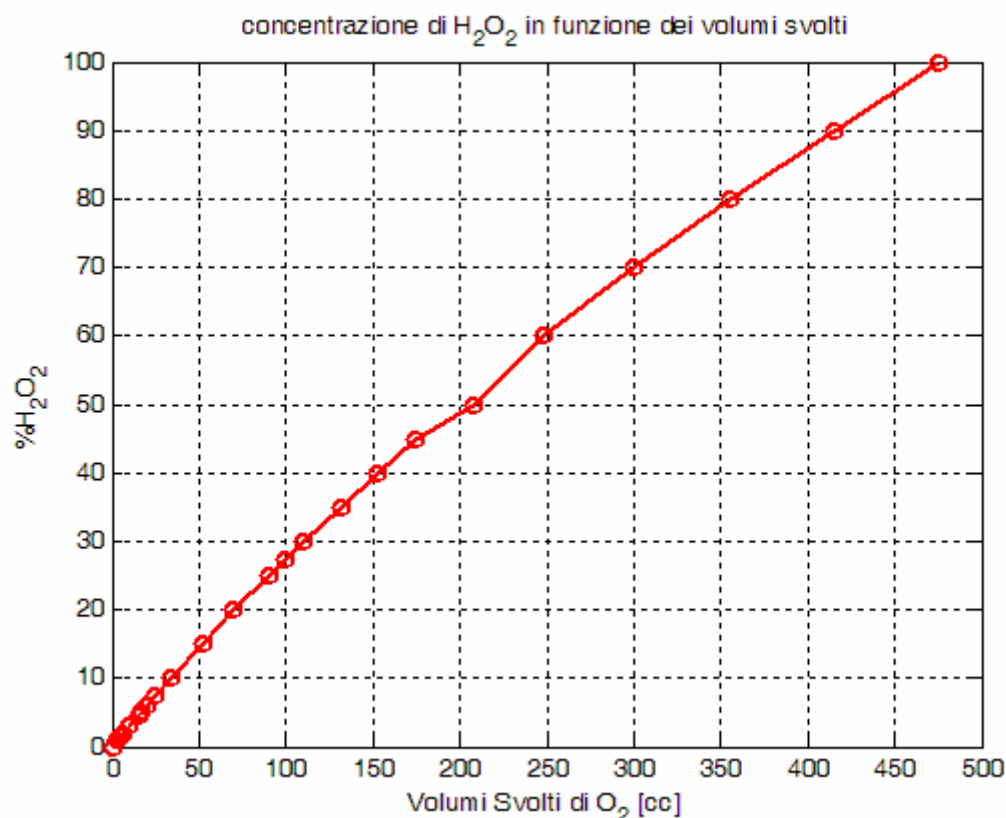


Figura 6.5: Concentrazione di perossido in funzione dei volumi di ossigeno sviluppati.

La figura 6.6 mostra le diverse concentrazioni ottenute per il propellente distillato a diverse temperature del bagno termostato e alla pressione di 0.2 bar. Come è chiaramente visibile in figura la concentrazione finale raggiunta per le diverse prove effettuate ha portato alla realizzazione di perossido di idrogeno con concentrazione dell'87% circa (tabella 6.2).

T = 72 °C			T = 76 °C			T = 80 °C			T = 84 °C		
t [sec]	cc [cm ³]	H ₂ O ₂ [%]	t [sec]	cc [cm ³]	H ₂ O ₂ [%]	t [sec]	cc [cm ³]	H ₂ O ₂ [%]	t [sec]	cc [cm ³]	H ₂ O ₂ [%]
0	153	40	0	153	40	0	153	40	0	153	40
120	220	53	120	265	63	125	315	72	120	335	76
225	250	59	240	275	65	230	330	75	220	370	82
335	255	61	335	280	67	335	345	78	335	395	87

Tabella 6.2: Concentrazioni di perossido a diverse temperature e $P = 0.2$ bar.

6 - Sistemi di micropropulsione a perossido d'idrogeno

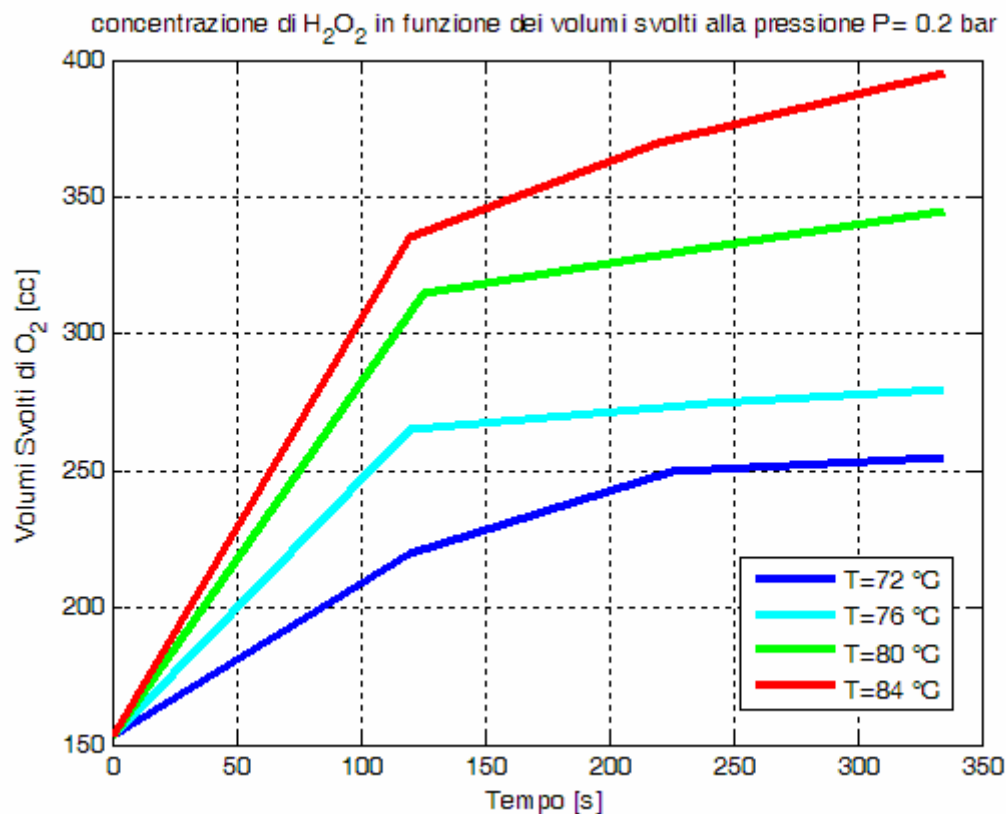


Figura 6.6: Concentrazioni di perossido in funzione del tempo a diverse temperature.

In tabella 6.3 si riporta invece la densità del perossido d'idrogeno in funzione della sua concentrazione.

Densità [kg/dm ³]	% in peso di H_2O_2	Volume di O_2 [cm ³]
0,9986	0	0
1,0717	20	70
1,1111	30	110
1,1561	40	153
1,2031	50	208
1,2505	60	248
1,2980	70	300
1,3456	80	355
1,3936	90	415
1,4442	100	475

Tabella 6.3: Densità del perossido di idrogeno in funzione della concentrazione.

6.5 VELOCITA' DI REAZIONE E CATALIZZATORI

Consideriamo la reazione irreversibile reagenti \rightarrow prodotti e supponiamo di condurla a temperatura costante. Osservando il fenomeno nel tempo si noterebbe che la quantità di reagenti e di prodotti che prendono parte alla reazione varia nel tempo. Inizialmente avremmo solo reagenti e al trascorrere del tempo noteremmo un aumento dei prodotti ed una diminuzione dei reagenti, fino alla condizione di avere solo prodotti. La velocità con cui tale reazione avviene è data dalla pendenza di queste due curve. La pendenza risulterà quindi negativa per il reagente e positiva per il prodotto, figura 6.7. I reagenti però per trasformarsi in prodotti debbono superare la barriera energetica dovuta all'energia di attivazione. Se la reazione è esotermica (sviluppa calore) il livello energetico dei prodotti è inferiore a quello dei reagenti mentre se la reazione è endotermica (assorbe calore) è il contrario.



Figura 6.7: Velocità di reazione ed energia di attivazione.

L'energia di attivazione è l'energia necessaria al sistema per iniziare un particolare processo. Spesso viene utilizzata per definire l'energia minima necessaria perché si realizzi una reazione chimica. Perché una reazione avvenga è necessaria la collisione di due o più molecole opportunamente orientate e dotate di un minimo livello di energia (l'energia di attivazione, appunto), tale da permettere la collisione malgrado le forze elettriche repulsive generate dalle loro nubi di elettroni esterne. Questo livello minimo di energia è fornito dall'energia termica del sistema, cioè dalle energie traslazionali, vibrazionali ecc. di ogni molecola. Se l'energia disponibile è sufficiente, le forze repulsive vengono vinte e le molecole coinvolte vengono a trovarsi ad una distanza tale da poter riorganizzare i legami tra gli atomi che le compongono e dare vita a nuovi composti (prodotti della reazione).

L'energia di attivazione consente alle molecole dei reagenti che collidono di formare il cosiddetto complesso attivato o stato di transizione, la cui esistenza è estremamente breve

(tempi dell'ordine di 10^{-15} s). Una volta formato lo stato di transizione sono possibili due eventi: il riformarsi dei legami originali, si riottengono quindi i reagenti iniziali, oppure la rottura dei legami iniziali e la formazione di nuovi che danno origine ai prodotti della reazione. Entrambi questi eventi risultano possibili in quanto ognuno di questi produce un rilascio di energia. La velocità di reazione sarà tanto più lenta in proporzione a quanto risulta maggiore l'energia di attivazione richiesta della trasformazione dei reagenti in prodotti

A basse temperature poche molecole di un composto avranno energia sufficiente per reagire, tuttavia esiste sempre un certo numero, seppur minimo, di molecole con energia sufficiente per reagire a qualsiasi temperatura, poiché questa è solo una misura media dell'energia del sistema e quindi individualmente le molecole avranno energia inferiore o superiore a tale media. Aumentando la temperatura aumenta di conseguenza la quantità di molecole in grado di reagire e, conseguentemente, aumenta la velocità di reazione.

Spesso una reazione per avvenire necessita di un catalizzatore, un composto in grado di modificare la velocità di una reazione chimica senza essere consumato, il quale abbassa l'energia di attivazione. Il catalizzatore, formando un complesso con i reagenti e aiutandoli ad assumere lo stato di transizione, abbassa sì l'energia di attivazione ma non sposta l'equilibrio di reazione e non compare nei prodotti della reazione stessa. Nel caso del perossido di idrogeno, l'energia di attivazione risulta essere di 75 kJ/mol in assenza di catalizzatore e di 49 kJ/mol in presenza di platino come sostanza catalitica. Nel caso in cui un reagente si lega al catalizzatore in modo permanente, si parla di avvelenamento del catalizzatore, che perde così la sua efficacia. Come già detto precedentemente, e come sarà mostrato a breve, la variabile termodinamica temperatura assume un valore decisamente importante nella cinetica di reazioni con catalizzatore. Nella catalisi eterogenea i reagenti, catalizzatori e prodotti sono presenti in fasi diversi. Il catalizzatore non è uniformemente distribuito nell'ambiente di reazione, per cui la reazione avviene solo sulla superficie del catalizzatore, per cui sarà di notevole importanza la superficie specifica. La superficie specifica si incrementa per avere catalizzatori più attivi, sia diminuendo la forma, sia incrementando la porosità del granulo, in modo che la reazione possa avvenire all'interno del granulo stesso.

6.6 PREPARAZIONE ED ANALISI DEL CATALIZZATORE

Presso i laboratori del CNR di Bologna sono state effettuate diverse prove di cinetica relative ai catalizzatori realizzati. In particolar modo sono stati analizzati i seguenti catalizzatori:

- lega rame – argento;
- lega rame – argento – oro;
- lega rame – argento – platino ;

Le prove di cinetica hanno sostanzialmente riguardato la misura dei volumi di ossigeno sviluppati dal perossido di idrogeno, ottenuto con il processo di distillazione, in funzione del tempo. Per effettuare tali misurazioni, si è utilizzato una provetta sul cui fondo veniva depositato la pastiglia di catalizzatore utilizzato come mostrato nella precedente figura 6.4, con la differenza che tale provetta risultava notevolmente più piccola. Nelle misure di cinetica risulta fondamentale far sì che il propellente versato sul catalizzatore sia il più possibile a contatto con lo stesso, poiché di fatto il tempo impiegato dal propellente per formare i prodotti della reazione dipende fortemente dalla superficie di contatto tra catalizzatore e propellente, oltre che dalla finitura superficiale del catalizzatore in esame. È importante inoltre far sì che la goccia di perossido versata sul catalizzatore abbia un rapporto superficie di contatto col catalizzatore – volume della goccia di propellente il più alto possibile. Tutto ciò è legato al fatto che il catalizzatore agisce attraverso forze superficiali. Per cercare di ottenere tale effetto, all'interno della provetta sono stati inseriti diversi pezzi di catalizzatore sbriciolato come mostrato in figura 6.8.



Figura 6.8: Pastiglie di catalizzatore utilizzate.

Il primo catalizzatore analizzato è stato quello composto da una lega contenente l'80% di rame e il 20% di argento (80%Cu – 20%Ag) dove la percentuale è riferita al peso atomico.

Una volta presi i due singoli metalli nelle proporzioni giuste, vengono versati all'interno di un crogiuolo da forno. Il tutto viene quindi immesso in un forno e portato ad una temperatura superiore all'eutettico della lega rame – argento. La lega formata viene quindi ricotta e successivamente spezzettata e utilizzata per le prove. In figura 6.9, si mostra la cinetica della reazione di dissociazione del perossido utilizzando la lega appena descritta.

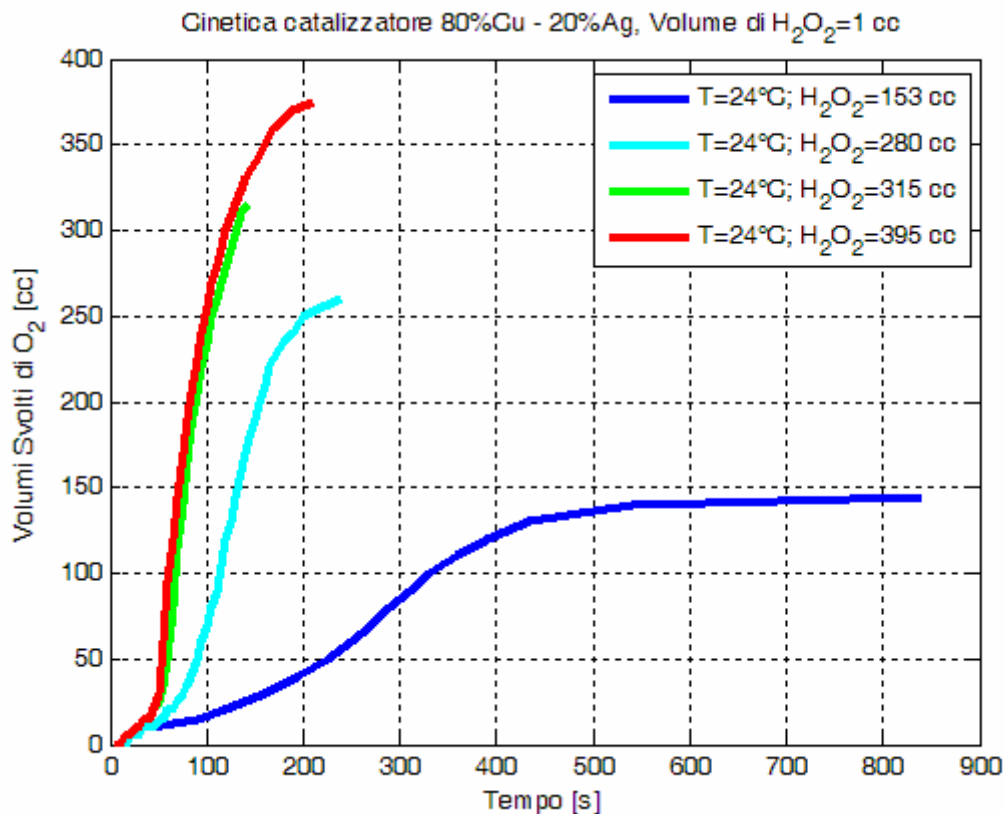


Figura 6.9: Misure di cinetica della lega 80%Cu – 20%Ag a temperatura ambiente.

Quello che è importante ai fini della cinetica è la velocità di reazione, ovvero in quanto tempo le moli reagenti si trasformano in prodotti della reazione. Tale fenomeno è visibile in figura 6.9 analizzando la pendenza della curva. Come è possibile notare la reazione necessita di un tempo di innesco (tratto a bassa pendenza) prima di dar luogo alla reazione vera e propria (tratto centrale della curva) per poi diminuire nel tempo (tratto finale della curva).

Successivamente sono state analizzate le cinetiche degli altri due catalizzatori, rispettivamente contenenti il 72.6%Cu – 26.8%Ag – 0.6%Au per la prima lega e il 72.6%Cu – 26.8%Ag – 0.6%Pt per la seconda. I test sono stati condotti a diverse temperature della

provetta contenente il catalizzatore, misurate con una termocoppia. L'aumento della temperatura all'interno della provetta si è reso necessario per far sì che durante la reazione l'acqua presente, in quanto prodotto di reazione, si trovasse non allo stato liquido e quindi non tendesse a disturbare la cinetica della reazione, diminuendo la velocità di reazione.

Come è possibile notare dal grafico di figura 6.10, relativo alla lega 72.6%Cu – 26.8%Ag – 0.6%Au, la pendenza iniziale delle curve risulta maggiore tanto più la temperatura del sistema provetta-catalizzatore aumenta. Ovviamente tale differenza diventa meno sensibile al passare del tempo poiché i meccanismi di sviluppo della reazione hanno già avuto luogo.

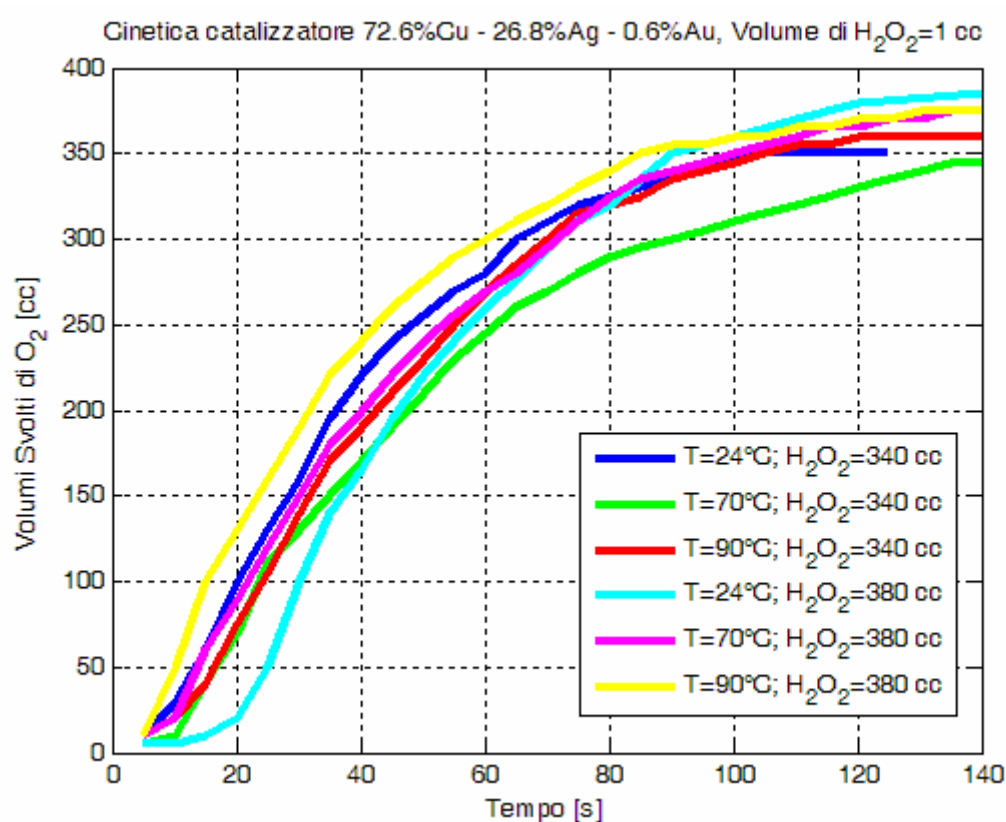


Figura 6.10: Misure di cinetica della lega 72.6%Cu – 26.8%Ag – 0.6%Au.

Da diverse prove su singolo metallo, si è visto che la tendenza del platino è quella di innescare rapidamente la reazione, almeno nei primissimi istanti. A tal proposito si è provato a sostituire l'oro con il platino. In figura 6.11 viene mostrata la cinetica della lega 72.6%Cu – 26.8%Ag – 0.6%Pt, effettuata a diverse temperature. Si nota chiaramente come con l'utilizzo del platino comporti un significativo incremento della cinetica della reazione soprattutto nei primissimi istanti.

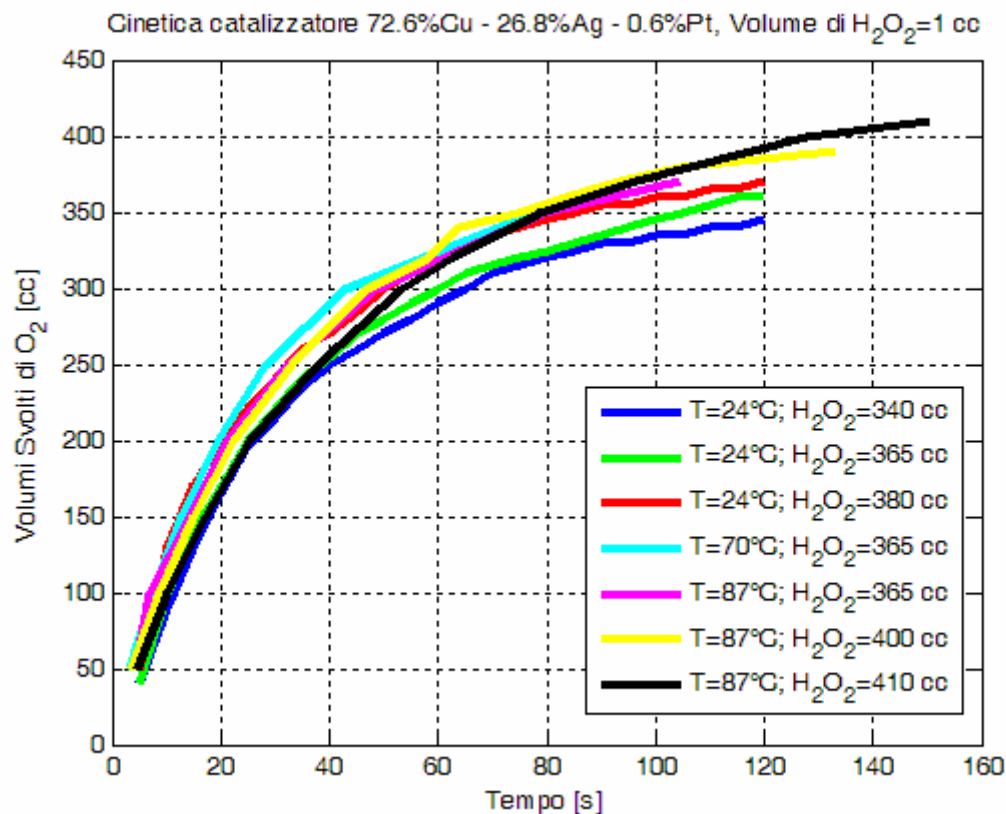


Figura 6.11: Misure di cinetica della lega 72.6%Cu – 26.8%Ag – 0.6%Pt.

Infine si è provveduto a immergere il sistema provetta-catalizzatore in un bagno di mercurio riscaldato alla temperatura di 146°C, per far sì che tutta l'acqua sviluppata durante la reazione sia presente solo allo stato gassoso. L'effetto che se ne è avuto è stato un aumento significativo della cinetica di reazione, riportata in figura 6.12, se confrontato con entrambe le leghe ternarie.

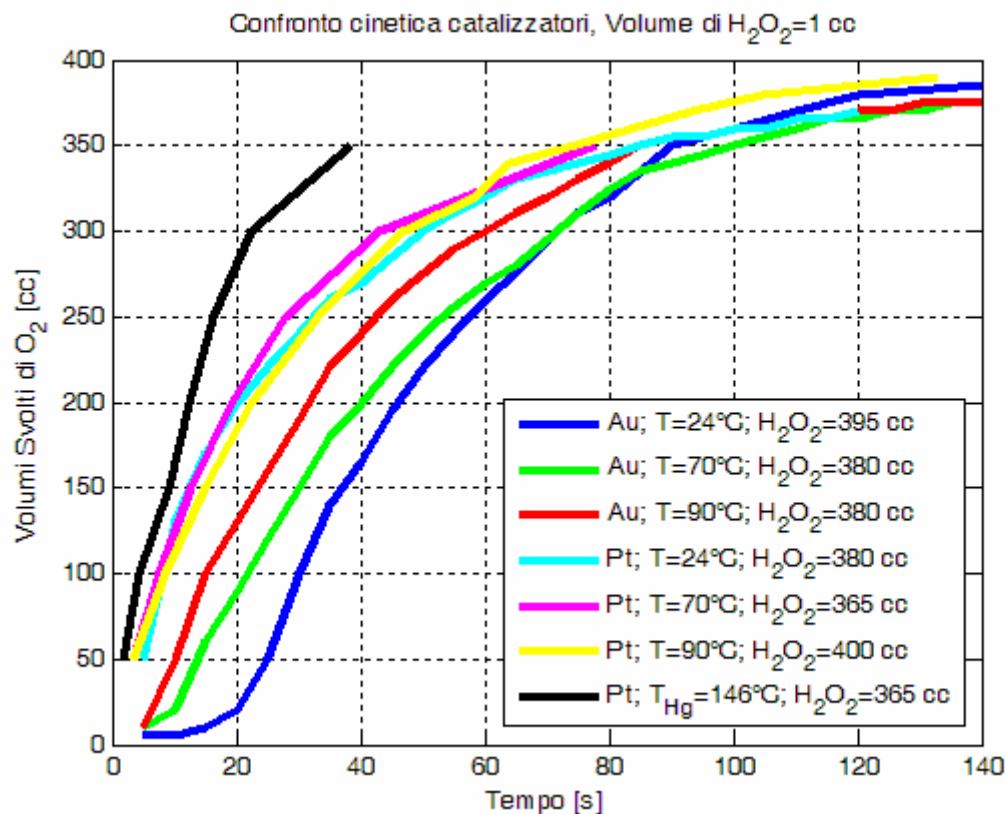


Figura 6.12: Confronto tra le misure di cinetica delle leghe utilizzate a diverse temperature.

Per misurare quantitativamente la cinetica di reazione, è stato effettuato un calcolo sulle portate in massa medie che tale catalizzatore sarebbe in grado di smaltire. A partire dalla misura dei volumi di ossigeno sviluppati durante la reazione (ΔV) e dal tempo impiegato (Δt), è possibile infatti risalire alla portata in massa nel seguente modo, considerando la curva in nero di figura 6.12:

$$\Delta V = 350\text{ cc} = 0.35\text{ dm}^3 = 0.35\text{ l}$$

$$\rightarrow Q = \frac{\Delta V}{\Delta t} = 0.0087\text{ dm}^3/\text{s}$$

$$\Delta t = 40\text{ s}$$

Poiché noi misuriamo i volumi di ossigeno svolti, possiamo ricavare il numero di moli che hanno preso parte alla reazione. Introducendo K , costante che rappresenta il volume occupato da una mole, si ha:

$$n^{\circ}\text{moli} = \frac{\Delta V}{K} = \frac{0.350\text{ l}}{22.4\text{ l}} = 0.0156\text{ moli}$$

Conoscendo la massa molare dell'ossigeno, pari a 32 g/mol, risulta agevole ricavare la massa totale derivante dai volumi sviluppati e successivamente dividere tale valore per il tempo necessario al completamento della reazione di dissociazione ($\Delta t = 40 \text{ s}$) ottenendo:

$$\dot{m} = \frac{M}{\Delta t} = \frac{n^{\circ} \text{moli} \cdot MM_{O_2}}{\Delta t} = \frac{0.0156 \text{ mol} \cdot 32 \text{ g/mol}}{40 \text{ s}} = 0.0125 \text{ g/s} = 12.5 \text{ mg/s}$$

Valore decisamente più alto se confrontato con i 2.5 mg/s che fornirebbe la lega 80%Cu – 20%Ag.

6.7 CONFIGURAZIONE DELLA CAMERA DI COMBUSTIONE E DEPOSIZIONE DEL CATALIZZATORE AL PROPRIO INTERNO

Ai fini della propulsione, in particolar modo per quanto riguarda l'efficienza, quello che realmente interessa è che tutto il propellente che, allo stato liquido, prende parte alla reazione, si trasformi in gas prima di giungere nella sezione di gola ed essere successivamente espanso. Ciò deve avvenire per far sì che, in primo luogo, il rilascio di energia termica sia il massimo possibile e che, in secondo luogo, i gas espulsi attraverso il divergente del nozzle contengano solo i prodotti della reazione di dissociazione al fine di ottenere una miscela in uscita a più basso peso molecolare e quindi a maggior impulso specifico. Per tener conto di tutto ciò si è pensato di progettare la camera di combustione come composta da due tratti: il primo tratto contenente il catalizzatore, avente la funzione di portare a compimento la reazione di dissociazione del perossido in ossigeno e vapor acqueo, e il secondo tratto in cui il propellente, ormai allo stato gassoso, aumenta di pressione prima di giungere nella sezione di gola. Alla luce di quanto detto fin ora e tenendo conto dell'importanza che, come già detto precedentemente, al fine di diminuire il tempo di reazione è importante far sì che il rapporto superficie di perossido a contatto col catalizzatore – volume della goccia di perossido stesso sia il più alto possibile, si è giunti alla geometria della camera riportata in figura 6.13, composta da una precamera con lo scopo di trasformare il propellente dallo stato liquido a quello gassoso, e da una camera di espansione al fine di aumentare la pressione della miscela gassosa [27]. Come mostrato in figura 6.13, la precamera è costituita da una serie di microcondotti disposti a labirinto aventi una dimensione caratteristica di 40 micron di

diametro di passaggio, 100 micron di profondità e una parete avente spessore di 100 micron che consentono di fornire rapporti superficie – volume molto alti.

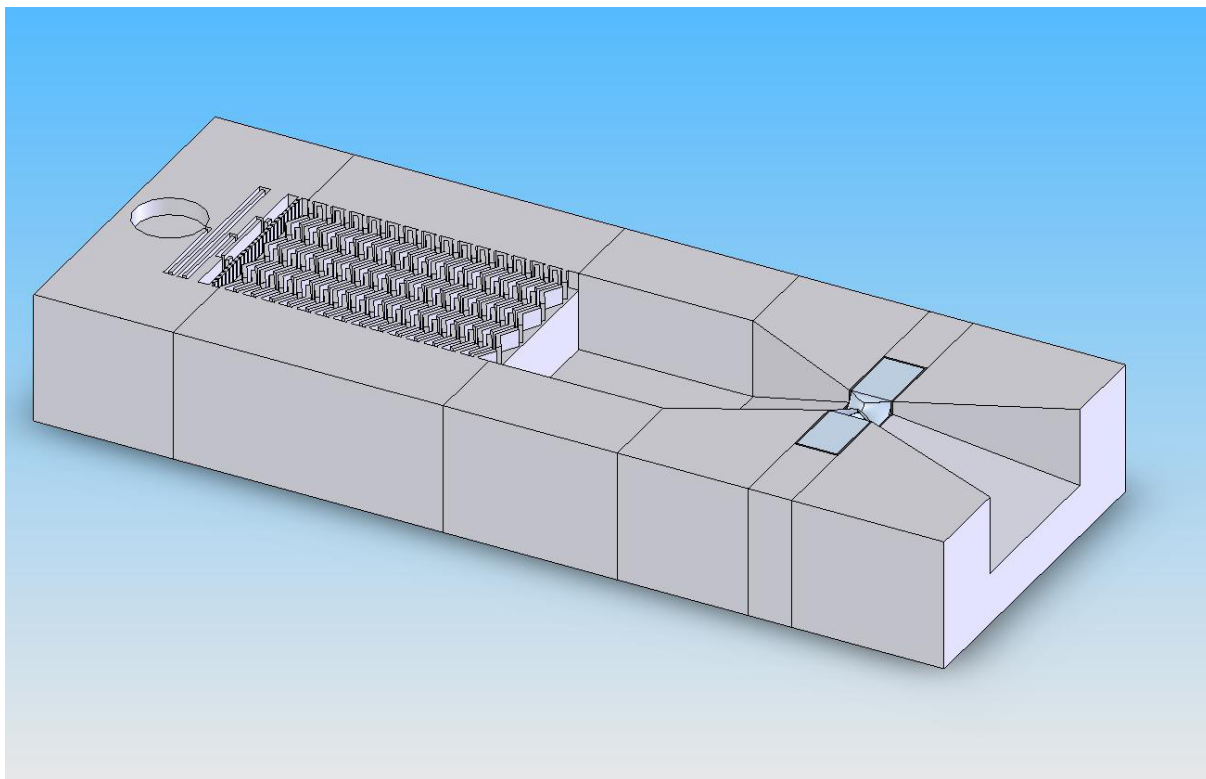


Figura 6.13: Geometria della camera di combustione per thruster alimentato ad HTP.

Successivamente alla realizzazione della geometria desiderata, mediante scavo DRIE e successivo scavo con trapano ultrasuoni, si procede alla deposizione del catalizzatore sul substrato di silicio. Lo spessore del catalizzatore da depositare nel caso delle camere dei microthruster è identificato tra 1 e 4 μm .

Per la deposizione del catalizzatore è stata utilizzata la tecnica dello *sputtering*. Si rende necessario un processo di *sputtering* piuttosto che un processo di evaporazione perché si vuole massimizzare l'adesione del catalizzatore sul substrato (nel caso di evaporazione, infatti, si avrebbe comunque la deposizione del materiale scelto, ma la forza di adesione sarebbe non sufficiente a proteggere il catalizzatore dall'erosione in camera).

Tale tecnica [29], descritta in figura 6.14, consiste nell'applicare tra il target o catodo, che nel nostro caso risulta il catalizzatore, e l'anodo, il substrato di silicio, un campo elettrico in grado di ionizzare un gas inerte che affluisce nella camera di deposizione, generalmente una campana nella quale viene prodotto un vuoto non spinto ($p \approx 10^{-2} \text{ mbar}$). Per effetto del

campo elettrico applicato il gas, generalmente Argon per il suo elevato peso atomico, si ionizza. Nella camera si crea quindi un plasma e gli ioni Ar^+ vengono accelerati verso il catodo (target). A causa delle collisioni con gli ioni Ar^+ , i frammenti che si staccano dal target riescono a diffondere e a depositarsi sul wafer, figura 6.15, ottenendo uno spessore di catalizzatore depositato proporzionale al tempo di esposizione.

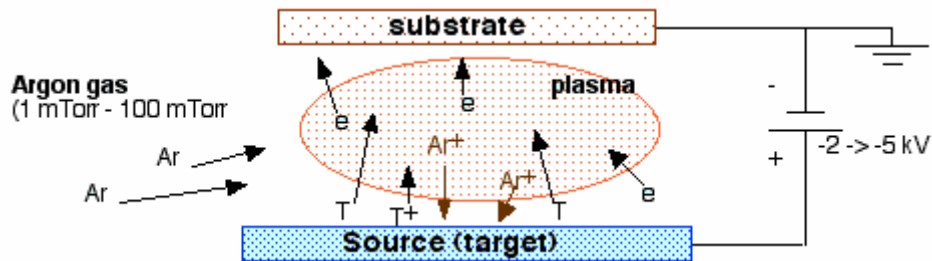


Figura 6.14: Tecnica dello sputtering per la deposizione del catalizzatore.

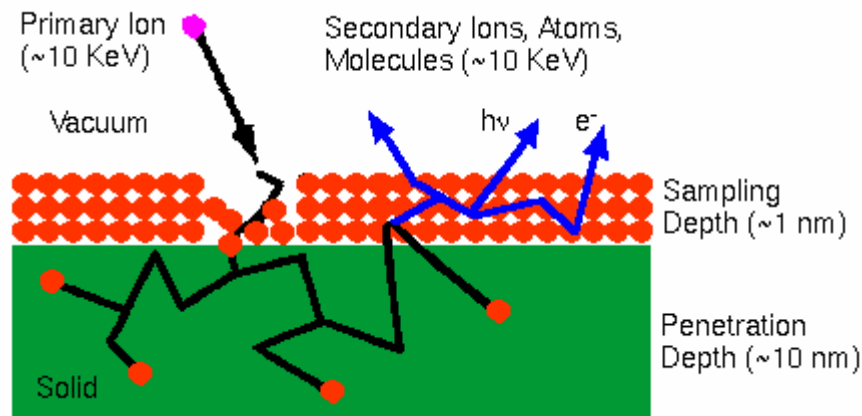


Figura 6.15: Frammenti di catalizzatore che diffondono nel substrato di silicio.

La geometria conseguita è riportata in figura 6.16, ottenuta al SEM.

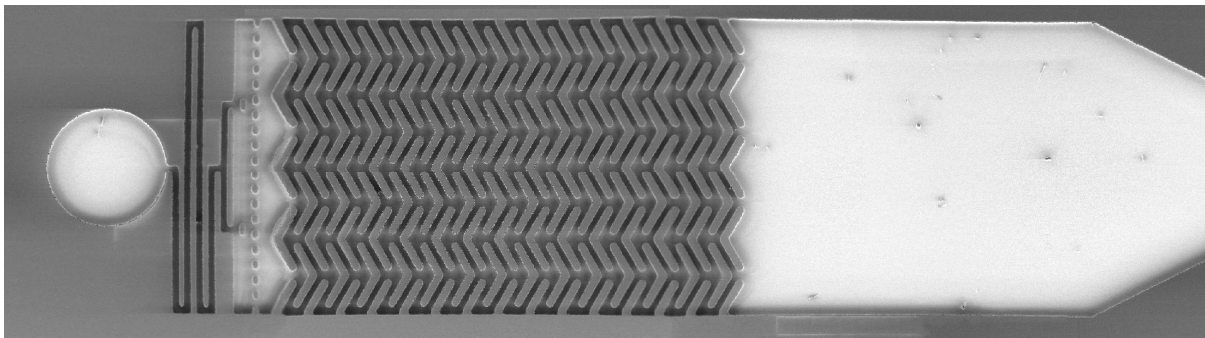
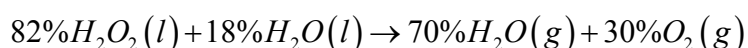


Figura 6.16: Foto effettuata al SEM della camera realizzata mediante DRIE e trapano ultrasuoni, con deposizione di catalizzatore tramite sputtering.

6.8 DIMENSIONAMENTO DEI THRUSTER E DELLA CAMERA DI COMBUSTIONE

Per il dimensionamento dei thruster e della camera di espansione è stato assunto che tutto il perossido d'idrogeno alla concentrazione iniziale del 90% si trasformi in prodotti di combustione secondo la seguente relazione, espressa in frazioni molari, e che tale reazione di dissociazione sviluppi la temperatura adiabatica di 1015 K, come riportato in tabella 6.1:



Successivamente si è provveduto al dimensionamento del divergente, utilizzando il software sviluppato in ambiente Matlab con le specifiche indicate in tabella 6.4, relative a due livelli di spinta 3mN e 30 mN, senza considerare le perdite di natura termica:

Spinta [mN]	3	30
Tolleranza sulla spinta [mN]	0.1	
H ₂ O ₂ [%]	90	
Temperatura [K]	1015	
AR (<i>area ratio</i>)	10	15
Pressione camera [MPa]	0,3	
Rapporto spessore – diametro di gola	6	
Angolo convergente [°]	60	
Angolo divergente [°]	20	

Tabella 6.4: Specifiche thruster a perossido d'idrogeno.

Tali simulazione si sono rese necessarie al fine di quantificare la portata in massa da fornire al thruster e di conseguenza per dimensionare la camera di combustione. Occupiamoci nella fattispecie del thruster da 3 mN.

Le figure 6.17 – 6.20 mostrano rispettivamente la geometria del dispositivo, l'andamento del numero di mach, della spinta e dell'impulso specifico nel caso di spinta pari a 3 mN.

6 - Sistemi di micropropulsione a perossido d'idrogeno

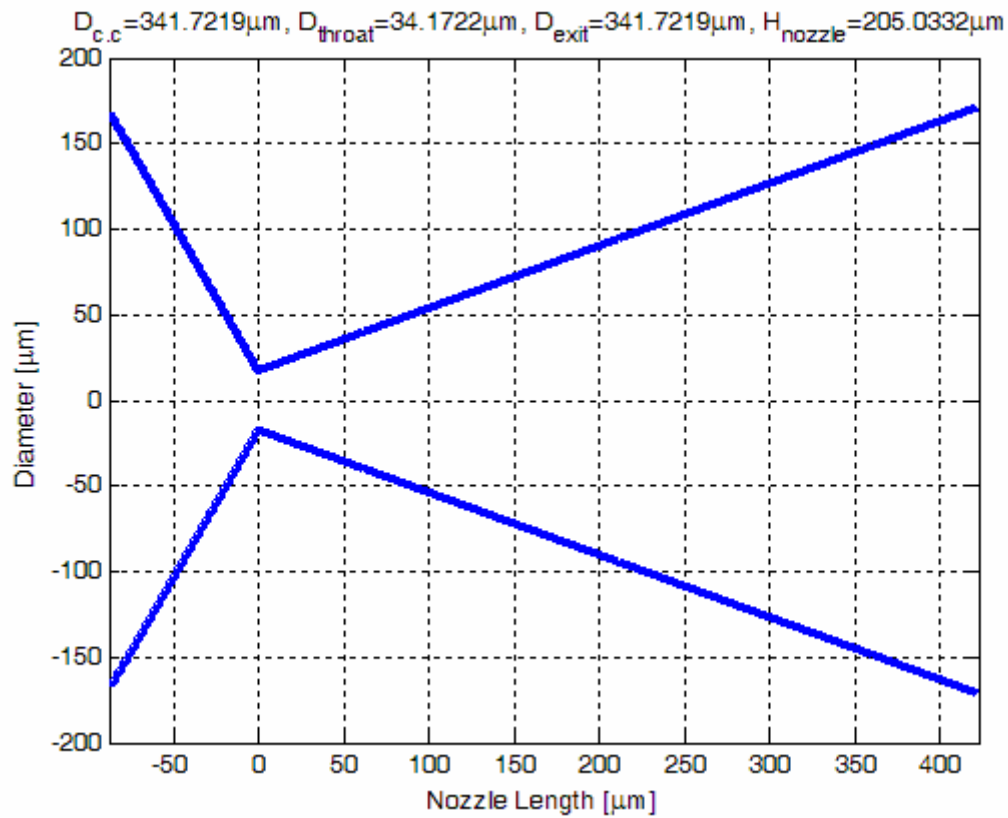


Figura 6.17: Geometria del thruster (3 mN).

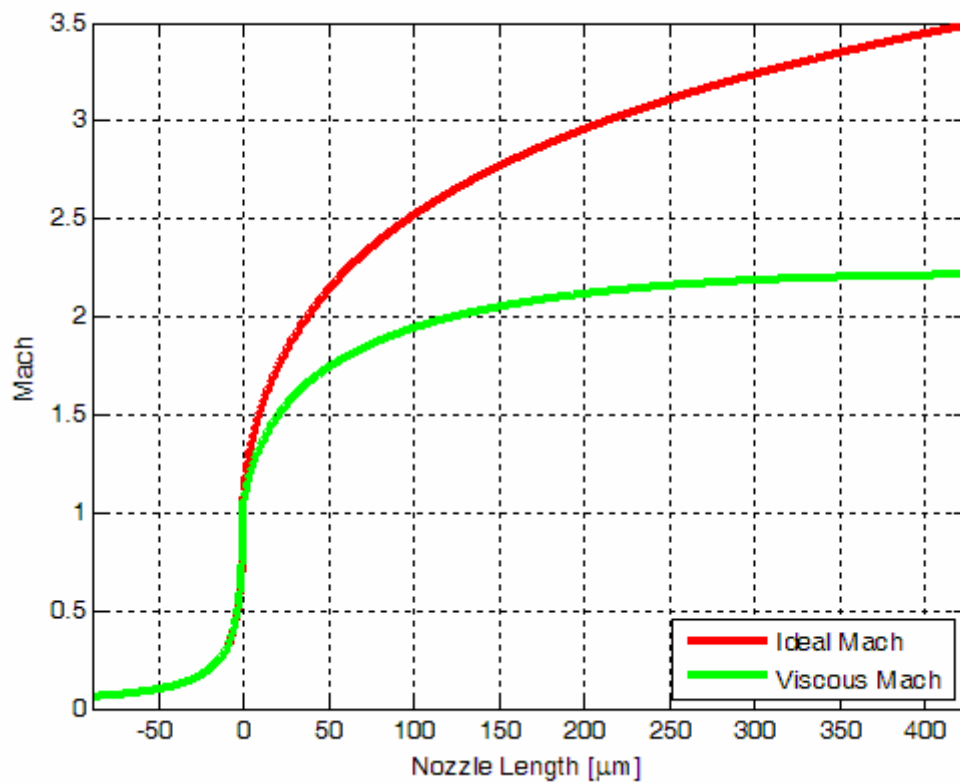


Figura 6.18: Andamento del numero di Mach (3 mN).

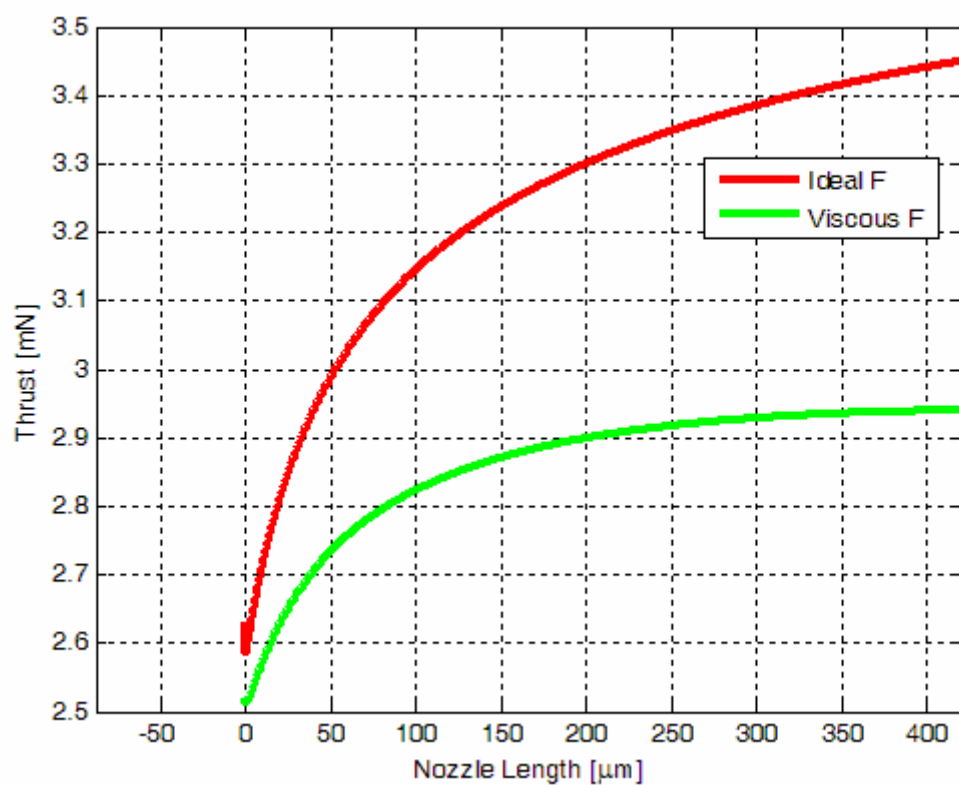


Figura 6.19: Andamento della spinta (3 mN).

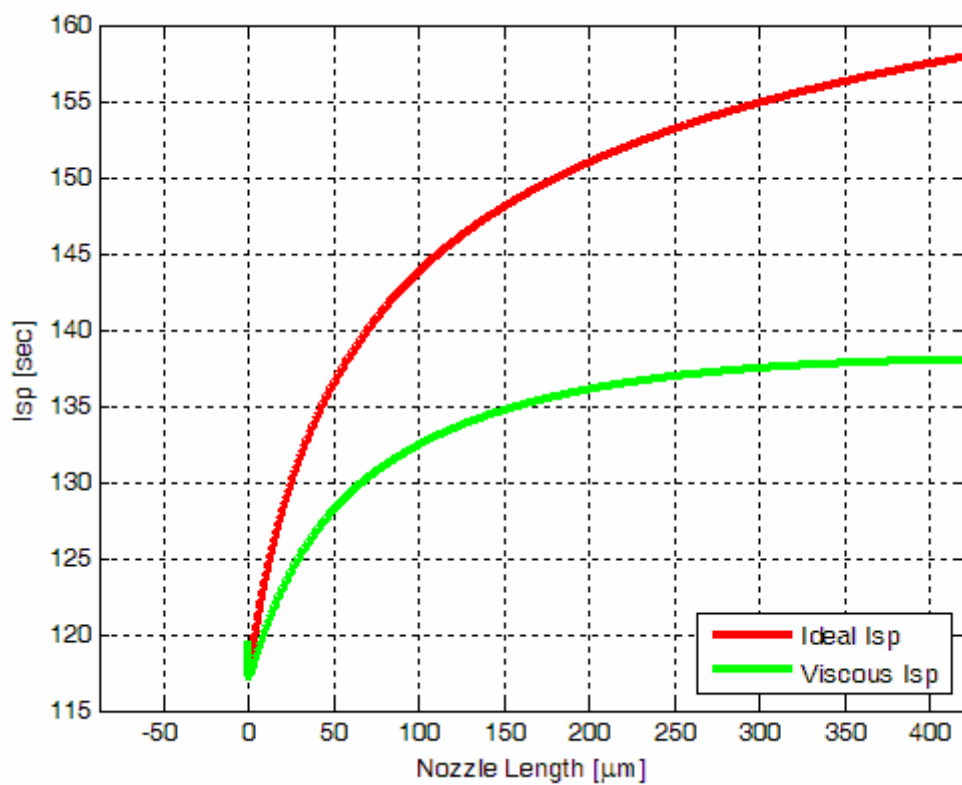


Figura 6.20: Andamento dell'impulso specifico (3 mN).

6 - Sistemi di micropropulsione a perossido d'idrogeno

La portata in massa ottenuta risulta pari a circa 2.2 mg/s. Poiché non sono state prese in considerazione perdite di natura termica e avendo considerato massima la resa del catalizzatore, i valori ottenuti rappresentano una sorta di limite.

In tabella 6.5 si riportano i valori ottenuti per il dimensionamento del thruster da 3 mN:

	Viscoso	Ideale
Diametro di gola [μm]	34,17	
Diametro di uscita [μm]	341,72	
Spessore thruster [μm]	205,03	
Massa Molare [g/mol]	22,09	
Reynolds	500	
Numero di Mach	2,21	3,48
Portata in massa [mg/s]	2,15	2,25
Efficienza Portata [%]	95,5	
Spinta [mN]	2,94	3,45
Efficienza Spinta [%]	85,2	
Impulso specifico [sec]	138	158
Efficienza Isp [%]	87,3	

Tabella 6.5: Parametri ricavati dalle simulazioni (3 mN).

Anche in questo caso notiamo che i valori di spinta ed impulso specifico sono decisamente più bassi del caso ideale a causa delle perdite per attrito viscoso, nonostante non siano stati presi in considerazione perdite di natura termica.

Nel paragrafo precedente avevamo visto che i dati sperimentali ottenuti sul catalizzatore portavano ad una portata in massa media smaltita dell'ordine di 12 mg/s per centimetro cubo di perossido iniettato. Tale valore può essere visto come limite per quel tipo di catalizzatore. È bene precisare però che i valori visti precedentemente, del tutto qualitativi, sono serviti per identificare il catalizzatore migliore tra quelli testati. Difatti non veniva considerato il rapporto superficie – volume, poiché la misura di cinetica veniva effettuata iniettando un quantitativo noto di propellente su dei frammenti di catalizzatore di cui non si conosceva peso e dimensione. Scalando verso il basso sia la dose iniettata sia l'ipotetico volume che contiene il catalizzatore e racchiude la goccia di perossido iniettato, sicuramente possiamo affermare

che il tempo per la dissociazione diminuisce poiché la cinetica migliora sensibilmente. Diminuendo il rapporto superficie catalizzatore – volume goccia, si ottiene un drastico calo del tempo di reazione che, anche se non facile da misurare, può essere stimato. Di conseguenza il valore di portata in massa smaltita ricavato è sicuramente un limite inferiore che può decisamente essere incrementato diminuendo il rapporto superficie – volume. Per cercare di stimare le masse di propellente da iniettare analizziamo i volumi di precamera e camera da realizzare. Poiché il rapporto tra la densità di un fluido e di un gas è circa pari a 1000, e poiché la massa iniettata e smaltita in precamera è pari a quella che si avrà in camera di espansione, il rapporto tra il volume della camera di espansione e la precamera è pari al rapporto tra le densità ovvero 1000. Nel campo dei microdispositivi è importante cercare di lavorare con le più piccole dimensioni disponibili, ed è con tale criterio che precamera e camera sono stati dimensionati.

Il limite di scalabilità della precamera deriva sostanzialmente dal fatto di dover fornire una certa portata nell'unità di tempo. Supponendo di iniettare un quantitativo di 4 mg di propellente ogni secondo all'interno della camera tale portata sarà sicuramente smaltita dal catalizzatore, in quanto in grado di smaltire fino a 12 mg/s, ma non dal thruster, poiché di fatto smaltisce circa 2 mg/s. Come conseguenza si ha l'*affogamento* della camera, che in breve tempo sarà occupata da propellente allo stato liquido piuttosto che gassoso inibendo il processo di dissociazione mediante catalisi e quindi la propulsione. Tale effetto non avverrebbe nel vuoto, poiché non sarebbe presente la fase liquida, ma la reazione non avrebbe luogo comunque ottenendo di fatto una espansione attraverso il divergente di un gas a bassa temperatura e con alto peso molecolare, penalizzando di conseguenza spinta ed impulso specifico.

Vediamo quindi come diventa di primaria importanza garantire la giusta dose di iniezione in precamera. Per fare ciò ipotizziamo quindi di iniettare 2 mg di perossido (circa 0.0015 cm^3) ogni secondo in precamera, la quale per poter contenere tutto il propellente dovrà avere un volume di almeno 0.0015 cm^3 . Di conseguenza la camera di espansione dovrà avere un volume pari a 1.5 cm^3 per effetto del rapporto tra le densità. Per determinare le dimensioni della camera ricordiamo che i processi di microscavo su silicio mediante DRIE consentono profondità di scavo massime di 0.4 – 0.5 mm, mentre per quanto riguarda il trapano ultrasuoni tale valore risulta nettamente maggiore. Avremmo quindi che, imponendo una larghezza massima di precamera e camera pari a 3 mm ed una profondità di 200 micron per la precamera e di 0.5 mm per la camera di espansione, le lunghezze risulteranno rispettivamente

di 2.5 mm e 1000 mm. Il secondo valore è ovviamente inaccettabile. Per ovviare a tale problema bisogna quindi effettuare una iniezione minore di propellente ma ad una frequenza maggiore per poter garantire la medesima portata in massa calcolata precedentemente. Imponendo quindi un limite sulla camera di espansione di 100 mm^3 ($L=5 \text{ mm}$, $D=5 \text{ mm}$, $H=4 \text{ mm}$) otteniamo un volume di precamera di 0.1 mm^3 ($L=0,2 \text{ mm}$, $D=5 \text{ mm}$, $H=0,1 \text{ mm}$) a cui corrisponde un massa di propellente contenuta pari a circa $1.4 \times 10^{-4} \text{ mg}$. Dovendo iniettare nell'unità di tempo un quantitativo pari a 2 mg ottengo che la frequenza di iniezione risulta di circa 17000 Hz. Ovviamente iniettori in grado di garantire tali condizioni non esistono, quindi la strada intrapresa, dal punto di vista sperimentale, ha suggerito l'utilizzo di un *Digital Mass Flow Meter*, in grado di garantire portate in massa comprese tra $0.1 - 100 \text{ g/h}$ ($2.7 \times 10^{-2} - 27 \text{ mg/s}$) al fine di soddisfare i nostri requisiti. Gli esperimenti in corso, stanno mostrando la possibilità concreta di poter lavorare con simili dimensioni e quantitativi di propellente. Tuttavia il problema dell'iniezione, indispensabile sia per l'utilizzo nello spazio sia per l'integrazione sistemistica, necessiterebbe di una valvola dedicata al momento non disponibile ma comunque in fase di definizione di specifiche. Tuttavia, e i test condotti fino a questo momento lo stanno dimostrando, la riduzione geometrica della precamera e il sostanziale aumento che si ottiene del rapporto superficie catalizzatore – volume precamera consentono di aumentare anche di un ordine di grandezza la portata in massa smaltita dal catalizzatore consentendo di iniettare più propellente all'interno della precamera.

Un aumento di pressione in camera di espansione, a parità di temperatura considerata, consentirebbe di ridurre notevolmente il volume della camera stessa come di seguito mostrato:

$$V = \frac{M}{p} \cdot \frac{R}{MM_{\text{miscela}}} \cdot T$$

Tuttavia il fatto di non poter avere pressioni in camera troppo elevate, a meno di non poter disporre di un gruppo turbo-pompa (micro) a monte del sistema di iniezione, deriva dal considerare che l'iniezione del propellente allo stato liquido in precamera avviene per mezzo di un serbatoio d'azoto in pressione. Il propellente giungerebbe in precamera spinto da una variazione di pressione, che potrebbe al limite consentire un'iniezione di perossido allo stato liquido ad un valore massimo di 1 MPa. Tale limite è dovuto sia ad eventuali limite di valvole di iniezione sia alla resistenza strutturale delle pareti di silicio con catalizzatore depositato.

Inoltre, vista la particolare geometria della camera di reazione, la caduta di pressione tra ingresso precamera e ingresso camera di espansione, stimata in circa 50%, non renderebbe possibile livelli di pressioni superiori ai 0.5 MPa nella camera di espansione.

In maniera del tutto analoga a quanto visto fin adesso può essere affrontato il problema del thruster a perossido da 30 mN a cui sostanzialmente corrisponde una portata in massa dieci volte maggiore del caso appena trattato ma con considerazioni del tutto analoghe in termini di iniezione di propellente e dimensioni delle camere. Anche in questo caso infatti viene fissato un primo valore di tentativo per quanto riguarda il volume della camera di espansione da cui è possibile risalire alla massa di propellente allo stato gassoso contenuta al suo interno. Successivamente si ricava la dimensione della precamera e il numero di iniezioni da compiere nell'unità di tempo per poter fornire la portata in massa richiesta, nei limiti di quella smaltibile dal catalizzatore. Aumentando di un fattore dieci la spinta, e di conseguenza la portata in massa e quindi il volume della camera, si ha che, a parità di numero di iniezioni, le dimensioni aumentano di un fattore $\sqrt[3]{10}$.

Brevemente vengono mostrati i risultati delle simulazioni in termini di andamento del numero di Mach, figura 6.21, di spinta, figura 6.22, e soprattutto impulso specifico, figura 6.23, per il dimensionamento del thruster a perossido d'idrogeno da 30 mN al fine di confrontarli con il caso trattato precedentemente.

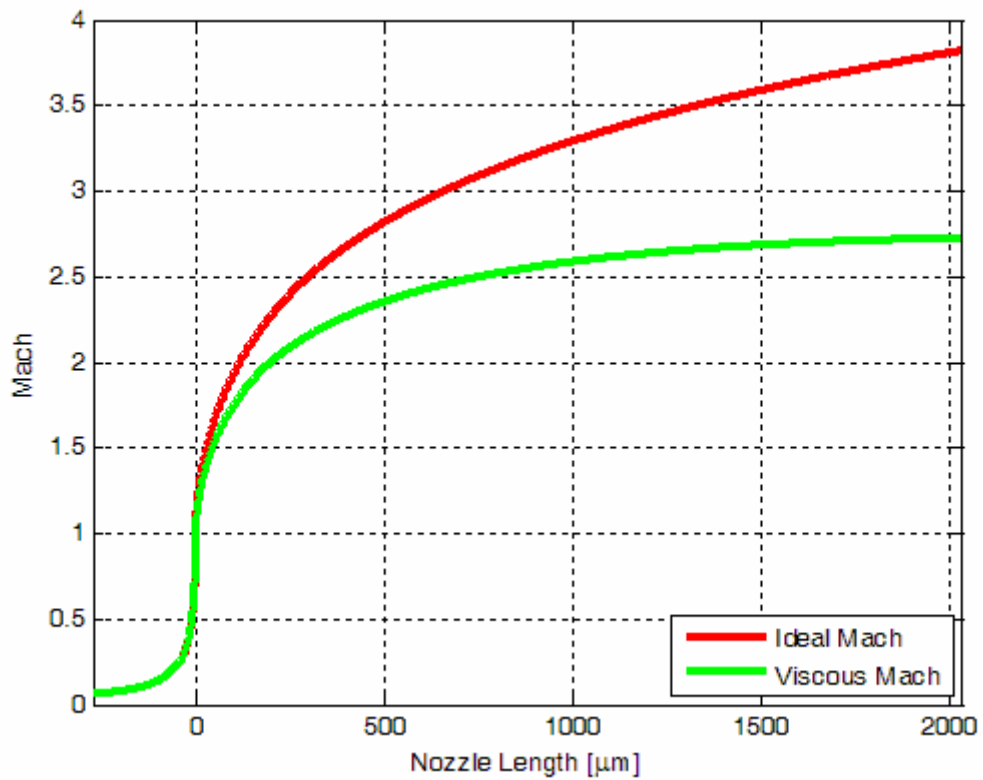


Figura 6.21: Andamento del numero di Mach (30 mN).

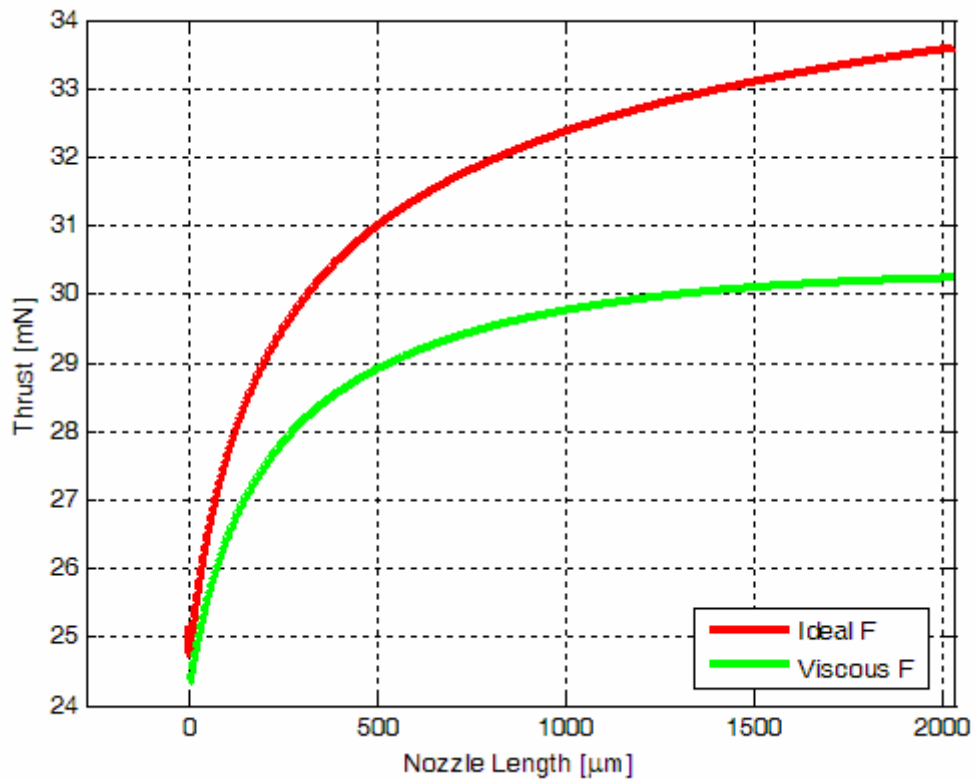


Figura 6.22: Andamento della spinta (30 mN).

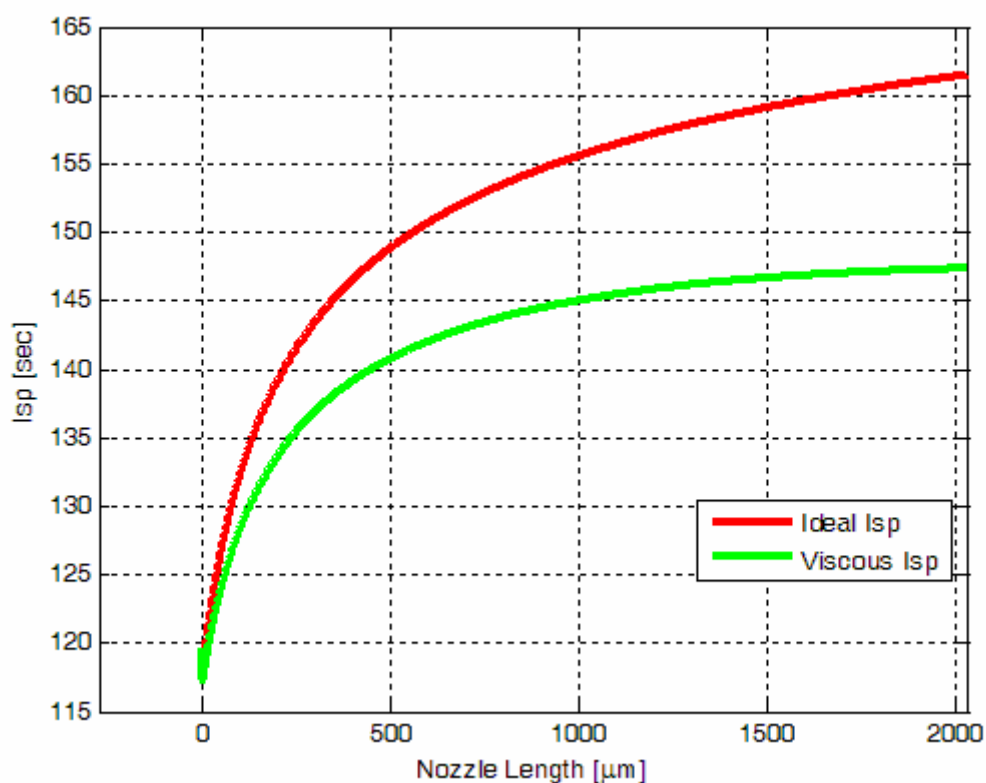


Figura 6.23: Andamento dell'impulso specifico (30 mN).

In tabella 6.6 si riportano i valori ottenuti per il dimensionamento del thruster da 30 mN:

	Viscoso	Ideale
Diametro di gola [μm]	105,68	
Diametro di uscita [μm]	1585,30	
Spessore thruster [μm]	634,12	
Massa Molare [g/mol]	22,09	
Reynolds	1544	
Numero di Mach	2,72	3,82
Portata in massa [mg/s]	20,74	21,51
Efficienza Portata [%]	96,42	
Spinta [mN]	30,23	33,59
Efficienza Spinta [%]	90,0	
Impulso specifico [sec]	147,4	161,5
Efficienza Isp [%]	91,3	

Tabella 6.6: Parametri ricavati dalle simulazioni (30 mN).

Confrontando la tabella 6.5, relativa al caso 3 mN, con la 6.6, relativa al thruster da 30 mN, si nota un sostanziale aumento dell'impulso specifico oltre che di tutte le efficienze considerate nel caso 30 mN. La motivazione è dovuta sostanzialmente alle minori perdite di natura viscosa per effetto di un maggior numero di Reynolds.

Ricordiamo che tali valori rappresentano una sorta di limite superiore poiché, non essendo state prese in considerazioni perdite di natura termica, caso di parete adiabatica, tutta l'energia derivante dalla reazione di dissociazione è utilizzata a scopi propulsivi. Inoltre tali valori limite sono molto più veritieri nel caso di spinta pari a 30 mN rispetto al caso 3 mN, poiché al diminuire delle dimensioni caratteristiche le condizioni termiche del flusso all'interno del condotto, e quindi grandezze quali temperatura e variabili ad essa associati (impulso specifico) dipendono fortemente di valori delle grandezze parete.

Nonostante allo stato attuale misure quantitative, in termini di spinta e di temperature sviluppate in camera, non siano disponibili, risulta comunque possibile definire una ipotetica architettura per un sistema di micropropulsione a HTP, illustrata in figura 6.24. A prescindere dalle performance e dalle efficienze di tali thruster, allo stato attuale il componente più critico dal punto di vista della ricerca e dell'innovazione risulta la valvola di iniezione propellente, per quanto visto precedentemente.

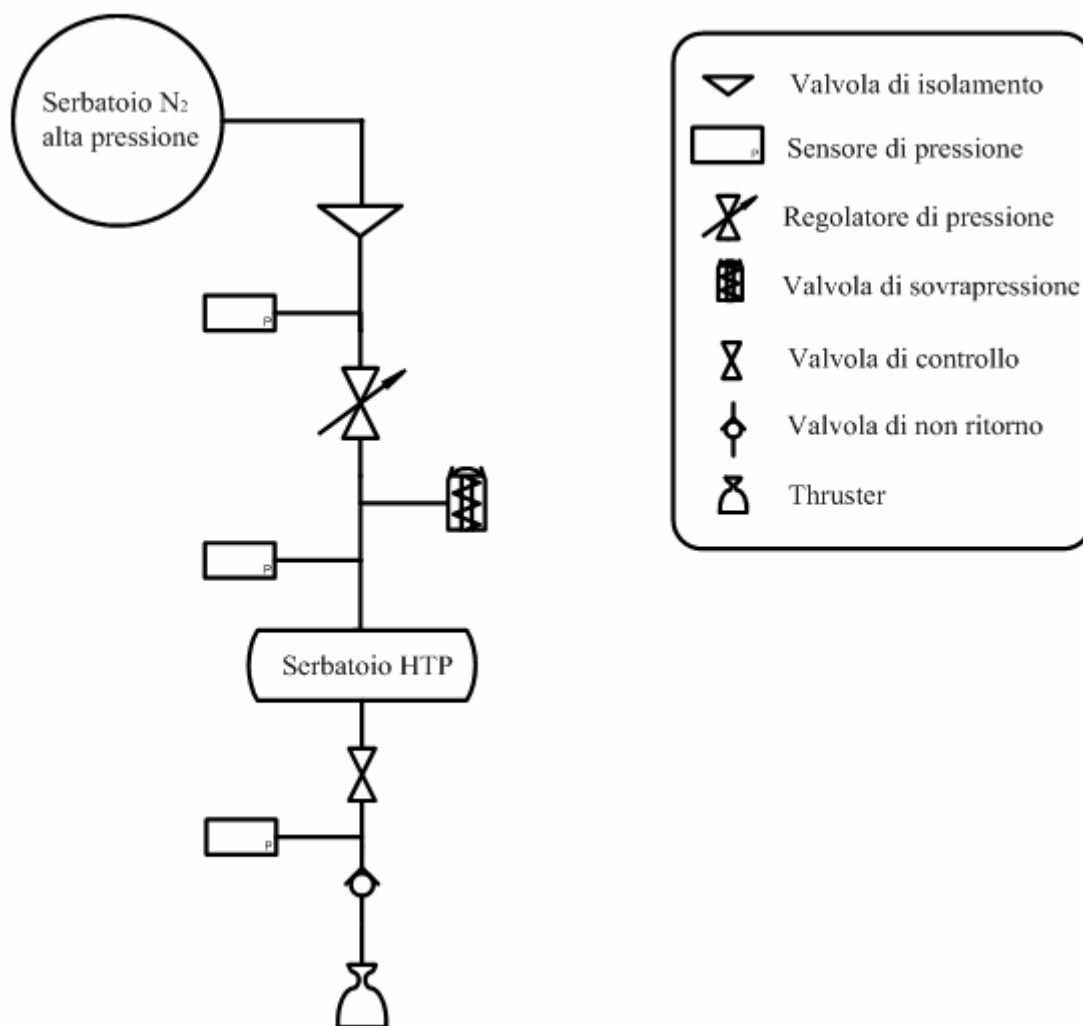


Figura 6.24: Possibile architettura di un sistema di propulsione a perossido idrogeno.

6.9 CONCLUSIONI

Allo stato attuale, in collaborazione con l'IMM del CNR di Bologna, sono in corso test sperimentali finalizzati principalmente all'ottimizzazione della lunghezza della precamera per consentire la completa dissociazione del propellente dallo stato liquido allo stato gassoso.

Da poco è stato acquistato un misuratore di flusso al fine di consentire un'iniezione graduale e controllata in camera, indispensabile per effettuare misure qualitative e quantitative in termini di spinta ed impulso specifico. L'operazione di deposizione del catalizzatore in camera con la tecnica dello *sputtering* è da considerarsi acquisita oltre che utile e soprattutto efficiente poiché consente di depositare su substrato di silicio gli spessori desiderati di

catalizzatore, così come da ritenersi acquisita risulta la procedura per autoprodursi il propellente ad alte concentrazioni. Di vitale importanza risulta il preriscaldamento della camera prima delle operazioni di iniezione propellente e successivo sviluppo della spinta. L'operazione di preriscaldamento della camera, effettuata per effetto Joule attraverso il riscaldamento delle pareti esterne della camera, è necessaria sia per migliorare la cinetica di reazione sia per far sì che il vapor acqueo derivante dal processo di dissociazione sia sotto forma gassosa e non liquida. Inoltre, poiché nei microdispositivi la temperatura di parete governa i processi di trasferimento di parete, preriscaldare la parete comporterebbe un significativo aumento dei parametri propulsivi quali l'impulso specifico e la sua efficienza.

La problematica maggiore però risulta essere quella relativa alla realizzazione di una valvola per l'iniezione del propellente, problema che si sta cercando di affrontare realizzando o una microvalvola a membrana su silicio oppure una microvalvola realizzata con materiali a memoria di forma.

Indubbiamente i passi da compiere per la realizzazione di un prototipo di microthruster alimentato a perossido d'idrogeno da provare in volo sono ancora tanti, anche se la strada intrapresa sembra essere quella giusta.

Bibliografia

- [1] J. Muller, “*Thruster Options for Microspacecraft: A Review and Evaluation of State-of-the-Art and Emerging Technologies*” in *Micropropulsion for Small Spacecraft*, M. M. Micci and A. D. Ketsdever, Eds., 2000, vol. 187, Progress in Astronautics and Aeronautics, pp. 45–120.
- [2] J. Mueller, I. Chakraborty, S. Vargo, C. Marrese, V. White and D. Bame, “*Towards Micropropulsion Systems on-a-Chip: Initial Results of Component Feasibility Studies*”, Jet Propulsion Laboratory (JPL).
- [3] A. D. Ketsdever, “*System considerations and design options for microspacecraft propulsion systems*”, in *Micropropulsion for Small Spacecraft*, M. M. Micci and A. D. Ketsdever, Eds., 2000, vol. 187, Progress in Astronautics and Aeronautics, pp. 139–163.
- [4] S. Janson, H. Helvajian, and K. S. Breuer, “*Micropropulsion Systems for Aircraft and Spacecraft*”, chapter 17 in *Microengineering for Aerospace Systems*, ed. by H. Helvajian, ISBN 1-884989-03-9, Aerospace Press, El Segundo, CA, and AIAA, Reston, VA, 1999.
- [5] R. L. Bayt, A. A. Ayon, and K. S. Breuer, “*A Performance Evaluation of MEMS-based Micronozzles*”, AIAA 97–3169, 33rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, July 7-9, 1997, Seattle, WA.
- [6] A. A. Alexeenko, D. A. Fedosov, Sergey F. Gimelshein, D. A. Levin, and R. J. Collins, “*Transient Heat Transfer and Gas Flow in a MEMS-Based Thruster*”, Journal of microelectromechanical system, vol.15, n°1, February 2006.
- [7] M. Gad El Hak, “*Differences between liquid and gas transport at the microscale*”, Bulletin of the Polish Academy of Sciences technical Sciences, Vol. 53, No. 4, 2005. Virginia Commonwealth University, Richmond, Virginia 23284-3015, USA.
- [8] A. Carlos Fernandez-Pello, “*Micro-Power Generation Using Combustion: Issues and Approaches*”.

- [9] M. Gad El Hak, “*The Fluid Mechanics of Microdevices-The Freeman Scholar Lecture*”, Journal of Fluids Engineering, March 1999, Vol. 121 / 5-33.
- [10] Dr. R. W. Barber, “*Numerical simulation of rarefied gas flows in microfluidic devices*”, W.I.T. research seminar 19th October 2001, Centre for microfluidics, Computational Science and Engineering Department, Daresbury Laboratory, Daresbury, Warrington, WA4 4AD, U.K.
- [11] L. Nobili, “*Elementi di Fluidodinamica*”, Università di Padova, versione 19 settembre 2005.
- [12] R. W. Barber and D. R. Emerson, “*A numerical study of low Reynolds number slip flow in the hydrodynamic development region of circular and parallel plate ducts*”, Centre for Microfluidics, Department of Computational Science and Engineering, CLRC Daresbury Laboratory, Daresbury, Warrington, WA4 4AD.
- [13] R. Raju and S. Roy, “*Hydrodynamic Prediction of High Speed Microflows*”, AIAA-2003-4010, 33rd AIAA Fluid Dynamics Conference & Exhibit 23 - 26 Jun 2003, Orlando, Florida.
- [14] D. Lentini, “*Appunti del corso di endoreattori*”, Scuola di Ingegneria Aerospaziale, Università degli studi di Roma “La Sapienza”, A.A. 2000/2001.
- [15] R. L. Bayt, “*Analysis, Fabrication and Testing of a MEMS-based Micropropulsion System*”, Ph.D thesis, Fluid Dynamics Research Laboratory Department of Aeronautics and Astronautics, Massachusetts Institute of Technology Cambridge, MA 02139, June 1999.
- [16] R. L. Bayt and K. S. Breuer, “*Viscous effects in supersonic MEMS-fabricated nozzles*”, in Proc.3rd ASME Microfluidic Symposium, Anaheim, CA, Nov. 1998.

- [17] R. Bayt, K. Breuer, “*Systems Design and Performance of Hot and Cold Supersonic Microjets*”, AIAA-2001-0721, 39th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 8-11 January 2001, Reno, Nevada.
- [18] R. Cocomazzi, A. Avanzi, D. Modenini, and P. Tortora, “*System Design and Performance of Cold Gas Microthruster for Microsatellite Attitude Control*”, AIAA-2006-4629, 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Sacramento, CA, July 9-12, 2006.
- [19] S. Loreti, “*Progettazione realizzazione e prove dei gruppi thruster per il microsatellite ALMASat-I*”, Tesi di Laurea in Fondamenti di Astronautica, II Facoltà di Ingegneria, Università di Bologna, seconda sessione, A.A. 2005/2006.
- [20] C. Galamini, “*Caratterizzazione di una bilancia di spinta per micro-thrusters in un range di forze 1-60 mN*”, Tesi di Laurea in Fondamenti di Astronautica, II Facoltà di Ingegneria, Università di Bologna, seconda sessione, A.A. 2005/2006.
- [21] A. Schiavone, “*Realizzazione di una bilancia di spinta per microthruster in un range di forze 1-60 mN*”, Tesi di Laurea in Fondamenti di Astronautica, II Facoltà di Ingegneria, Università di Bologna, seconda sessione, A.A. 2005/2006.
- [22] R. Cocomazzi, C. Galamini, A. Schiavone, P. Tortora, “*Cold Gas Microthruster Characterization in Vacuum, using a High Precision Microbalance*”, Proceedings of the 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Cincinnati, OH, July, 8-11, 2007.
- [23] R. L. Bayt, K. S. Breuer, and A. A. Ayon, “*DRIE - Fabricated Nozzles for Generating Supersonic Flows in Micropropulsion Systems*”, Proceedings of the Solid-State Sensor and Actuator Workshop, Hilton Head, SC. June 1998.
- [24] R. L. Bayt and K. S. Breuer, “*Fabrication and Testing of Micron-Sized Cold-Gas Thrusters*”, in *Micropropulsion for Small Spacecraft*, M. M. Micci and A. D. Ketsdever, Eds., 2000, vol. 187, Progress in Astronautics and Aeronautics, pp. 381–397.

- [25] J. C. Whitehead, “*Hydrogen Peroxide Propulsion for smaller satellites*”, Lawrence Livermore National Laboratory.
- [26] D. L. Hitt, C. M. Zakrzewski, and M. A. Thomas, “*MEMS-based satellite micropropulsion via catalyzed hydrogen peroxide decomposition*”, *Smart Mater. Struct.*, vol. 10, pp. 1163–1175, 2001.
- [27] M. Chiarini, P. Cerabolini, G. Pennestri, G. G. Bentini, A. Cerutti, A. Nubile, R. Cocomazzi, R. Guzzi, “*Monolithic Silicon-Based Microthruster for Orbital and Attitude Control Fabricated by Using MEMS Technologies*”, *CANEUS 2006*, Toulouse (France), August 27 – September 1, 2006.
- [28] D. Platt, “*A Monopropellant Milli-Newton Thruster System for Attitude Control of Nanosatellites*”.
- [29] <http://www.uccs.edu/~tchrste/courses/PHYS549/549lectures/sputter.html>